

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

MOŽNOSTI MINIMALIZACE INDUKOVANÉHO ODPORU

POSSIBILITIES OF MINIMALIZATION OF INDUCED DRAG

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

VILÉM SKAROLEK

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. ONDŘEJ LAJZA

BRNO 2010

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2009/2010

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Vilém Skarolek

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Možnosti minimalizace indukovaného odporu

v anglickém jazyce:

Possibilities of minimalization of induced drag

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Student se seznámí s možnostmi minimalizace indukovaného odporu.

Cíle bakalářské práce:

Vypracování přehledu možných způsobů minimalizace indukovaného odporu.

Zhodnocení jednotlivých metod minimalizace indukovaného odporu.

Seznam odborné literatury:

BROŽ, Václav: Aerodynamika nízkých rychlostí. Praha: Vydavatelství ČVUT. 1995. ISBN 80-01-02347-8

Hoerner S. F.: Fluid-Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, Bakersfield

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Ondřej Lajza

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2009/2010.

V Brně, dne 20.11.2009

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Abstrakt

Indukovaný odpor tvoří podstatnou část celkového odporu letounu při letu a tak jeho minimalizace je žádoucí při snaze o hospodárný provoz letecké dopravy. Bakalářská práce se zabývá možnostmi minimalizace indukovaného odporu. První část této práce se zabývá úvodem do problému tvorby indukovaného odporu za letu. V druhé části je zpracován přehled možných způsobů minimalizace, jejich popis, konstrukční provedení včetně zhodnocení jednotlivých metod minimalizace.

Abstract

Lift-induced drag is a significant part of total drag of airplane during flight, thus its minimization is desirable for economical operation of air service. This bachelor thesis deals with possibilities of induced drag minimization. First part of this thesis presents basics of induced drag origin during flight. The second part of the thesis contains overview of potential methods of induced drag minimization, their description and structural design, including comparison of particular methods of drag minimization.

Klíčová slova

minimalizace, indukovaný odpor, aerodynamika, winglety

Keywords

minimalization, induced drag, drag due to lift, aerodynamics, winglet

SKAROLEK, V. *Možnosti minimalizace indukovaného odporu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 38 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Ondřej Lajza.

Obsah

| | | |
|----------|--|-----------|
| 1 | Úvod | 9 |
| 2 | Indukovaný odpor | 10 |
| 2.1 | Vznik indukovaného odporu | 10 |
| 2.1.1 | Jak profil vytváří vztlak | 10 |
| 2.1.2 | Křídlo konečného rozpětí | 11 |
| 2.2 | Matematické vyjádření | 13 |
| 2.3 | Změny velikosti indukovaného odporu za letu | 15 |
| 2.3.1 | Rychlost letu | 15 |
| 2.3.2 | Blízkost země | 15 |
| 2.3.3 | Let ve formaci | 16 |
| 3 | Konstrukční úpravy křídla sloužící k minimalizaci indukovaného odporu | 18 |
| 3.1 | Změna štíhlosti křídla | 18 |
| 3.2 | Kroucení křídla | 19 |
| 3.3 | Modifikace konců křídel | 22 |
| 3.4 | Winglety | 26 |
| 3.4.1 | Pevné | 27 |
| 3.4.2 | Speciální typy | 28 |
| 3.4.3 | Winglety se stavitelnou geometrií | 31 |
| 4 | Závěr | 34 |
| 5 | Přílohy | 38 |

Seznam obrázků

| | | |
|------|---|----|
| 2.1 | chování profilu v proudění | 10 |
| 2.2 | profil při velkém úhlu náběhu | 10 |
| 2.3 | vznik vírů na koncích křídel | 11 |
| 2.4 | průběh indukovaného úhlu náběhu podél polorozpětí | 12 |
| 2.5 | vznik indukovaného odporu jako následek změny směru proudění | 12 |
| 2.6 | rozložení součinitele vztlaku podél polorozpětí pro různě tvarovaná křídla | 13 |
| 2.7 | indukovaný odpor s rostoucí rychlostí klesá | 15 |
| 2.8 | přízemní efekt | 16 |
| 2.9 | indukovaný odpor křídla blízko země | 16 |
| 2.10 | tři formace s průměrným snížením odporu 14% | 17 |
| 2.11 | průměrná redukce odporu při letu ve formaci jako fce počtu letadel ve formaci | 17 |
| 3.1 | dvě křídla se stejnou plochou a odlišnou štíhlostí | 18 |
| 3.2 | součinitel odporu různých křídel jako funkce druhé mocniny jejich součinitele vztlaku, A - štíhlost křídla | 19 |
| 3.3 | geometrické zkroucení: změna úhlu náběhu při zachování stejného typu profilu | 20 |
| 3.4 | aerodynamické zkroucení: změna typu profilu při zachování stejného úhlu náběhu | 21 |
| 3.5 | twisteron: při použití k redukci ind. odporu je konec odtokových klapkek natočen směrem nahoru vzhledem ke kořenu | 21 |
| 3.6 | drooped upward/downard, více pohledů lze nalézt v příloze 5.12 | 22 |
| 3.7 | tři úpravy křídel: rectangle, rounded, Hoerner wing tip | 23 |
| 3.8 | graf závislosti součinitele odporu C_D na úhlu náběhu pro různé modifikace zakončení křídel, [14] | 23 |
| 3.9 | přírůstek odporu vzhledem k referenční variantě Rounded[%], [14] | 24 |
| 3.10 | koncová křídelní nádrž (Tip tank), vpravo znázornění polohy středu víru | 24 |
| 3.11 | Raked wing tips, další pohledy v příloze 5.14 | 25 |
| 3.12 | schéma ukazující působení wingletu, pohled shora na křídlo | 26 |
| 3.13 | classic(Whitcomb) winglet a z tohoto typu odvozen tzv. Wingtip fence(Airbus A319) | 27 |
| 3.14 | blended winglet | 28 |
| 3.15 | čínský letoun Y5-B (An-2) s tip sail na koncích křídla | 29 |
| 3.16 | letoun Falcon 900 s instalovanými Spiroid tips | 29 |
| 3.17 | vírová stopa u a) klasického křídla b) spiroid tips [21][10] | 30 |
| 3.18 | tip turbine | 30 |
| 3.19 | wing grid | 31 |
| 3.20 | možné způsoby změny geometrie wingletu(Boeing) | 32 |
| 3.21 | pohled shora, winglety a)úplně zataženy pro velmi vysoké rychlosti letu | 32 |
| 5.1 | Ekranoplán Lun vyvíjen v 70. letech v Sovětském svazu využívající přízemního efektu | 38 |
| 5.2 | Ekranoplán Lun v dnešní době | 38 |
| 5.3 | rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru | 39 |
| 5.4 | rozložení součinitele vztlaku po délce křídla přímého tvaru | 39 |
| 5.5 | rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru geometricky zkrouceného $+3^\circ$ | 40 |

| | | |
|------|--|----|
| 5.6 | rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru geometricky krouceného -3° | 40 |
| 5.7 | rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru aerodynamicky krouceného | 41 |
| 5.8 | rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru, aerodynamicky i geometricky (-3°) krouceného | 41 |
| 5.9 | testovací prototyp se systémem twisteron, dálkově řízený, rozpětí 3m, maximální rychlost letu 160 km/h | 42 |
| 5.10 | Hoerner wingtip na letounu Piper PA-32 od výrobce Knots2you. Udávané parametry: zvýšení cestovní rychlosti o 2-3 mph, zlepšené stoupání o 40-70 ft/min, zvýšená stabilita, snížení pádové rychlosti o 2-3 mph. Cena 1745\$. | 43 |
| 5.11 | Hoerner wingtip na letounu Grumman American AA-1 | 43 |
| 5.12 | modifikace konce křídla: Rounded, Drooped downward, Drooped Upward [14] | 44 |
| 5.13 | letoun Cessna 310, kde jsou použity tzv. upswept tip tank (kombinace konce drooped upward a nádrže) | 45 |
| 5.14 | letoun Boeing P-8A Poseidon s raked wingtips a montáž na křídlo | 46 |
| 5.15 | detail na konstrukční provedení tip sails u letounu AN-2 | 47 |
| 5.16 | závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu pro různé počty perutí (tip sails) [20] | 48 |
| 5.17 | graf závislosti součinitele vztlaku a škodlivého odporu pro různé tvary konců křídel [5] | 49 |

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením Ing. Ondřeje Lajzy a uvedl jsem všechny literární prameny, publikace a elektronické zdroje, ze kterých jsem čerpal.

V Brně dne: 18.5.2010

Vilém Skarolek

Na tomto místě bych velice rád poděkoval Ing. Ondřeji Lajzovi za odborné vedení této bakalářské práce. Dále chci poděkovat své rodině za podporu při studiu na vysoké škole.

V Brně dne: 18.5.2010

Vilém Skarolek

1. Úvod

Za posledních šedesát let došlo ve světě k velkému rozvoji letecké dopravy a tento růst nadále trvá. Jen v roce 2005 došlo k meziročnímu růstu o 5 % [6] a podle předpokladů EU by se objem letecké přepravy měl do roku 2020 oproti roku 2008 až zdvojnásobit. [16] S předpokladem dlouhodobého růstu ceny ropy budou výrobci letounů nuceni hledat způsoby zvýšení hospodárnosti provozu tak, aby se udrželi konkurenceschopní. Zvyšující se počet letounů a z toho vyplývající nárůst spotřeby ropy pravděpodobně povede k přísnějším emisním normám. Napovídá tomu i ve sněmovně ČR právě projednávaná novela zákona o obchodování s emisními povolenkami. Dle této novely letečtí dopravci budou muset od roku 2012 povinně kupovat emisní povolenky na emise ze svých letadel.

Vyhovět požadavkům na hospodárnost napomáhá i v posledních dvaceti letech mohutný rozvoj výpočetní techniky a numerických výpočtů proudění. Optimální návrh letounu je tak důležitou částí vývoje a jelikož zásadní vliv na potřebný výkon má celkový odpor letounu, stává se požadavek na minimalizaci odporu nutností.

Tato bakalářská práce se zabývá vhodnými způsoby snížení indukovaného odporu. Při cestovním režimu tvoří u dopravního letounu indukovaný odpor 30-40 % z celkového odporu [15][str.2/5]. Případná redukce má vliv na množství spotřebovaného paliva, které tvoří přibližně 22% [10] přímých provozních nákladů pro běžné dopravní letadlo s dlouhým doletem.

V této práci byly zpracovány pouze běžné konvenční úpravy. Některé tyto úpravy je možné použít bez příliš velkých konstrukčních úprav i na letouny v provozu. Vynechána tak byla teorie uzavřených systémů tzv. box-wing konfigurace u kterých je při použití zapotřebí navrhnout celý letoun od začátku.

Snížování indukovaného odporu poskytuje stále nové možnosti a lze v budoucnu očekávat pokračující práce ve vývoji. Existující různé způsoby však přinášejí také mnohé problémy a tak je vhodná volba náročným a zodpovědným procesem.

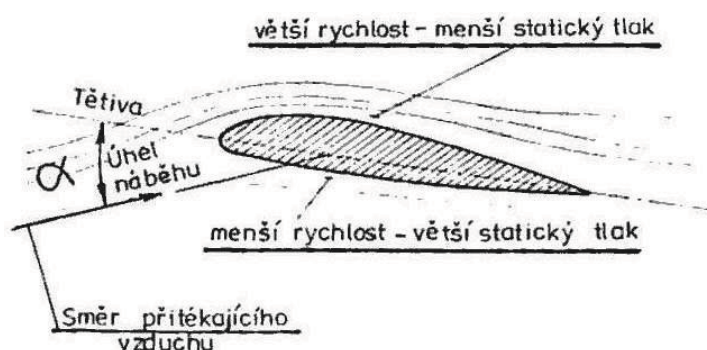
2. Indukovaný odpor

2.1. Vznik indukovaného odporu

2.1.1. Jak profil vytváří vztlak

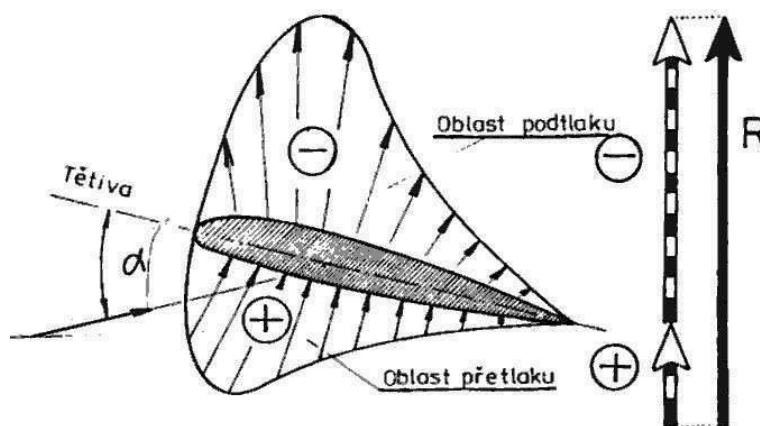
(zjednodušené vysvětlení přes Bernoulliho rovnici)

Při pohybu profilu v prostředí, například vzduchu, dochází k proudění kolem spodní a horní části profilu. Z Bernoulliho rovnice zjednodušeně zapsané (statický tlak + dynamický tlak = konst.) plyne, že na dolní části profilu je nižší dynamický tlak a vyšší statický tlak. Naopak na horní, kde proudící médium musí zdolat větší vzdálenost, statický tlak klesá a dynamický vzrůstá viz. obr. 2.1.



Obrázek 2.1: chování profilu v proudění

V dolní části profilu vzniká přetlak a v horní části podtlak viz. obr. 2.2. Průběhy rozložení tlaku se mění s každou změnou úhlu náběhu a vztlak vzniká součtem sil vzniklých z přetlaku pod profilem a podtlaku nad profilem.

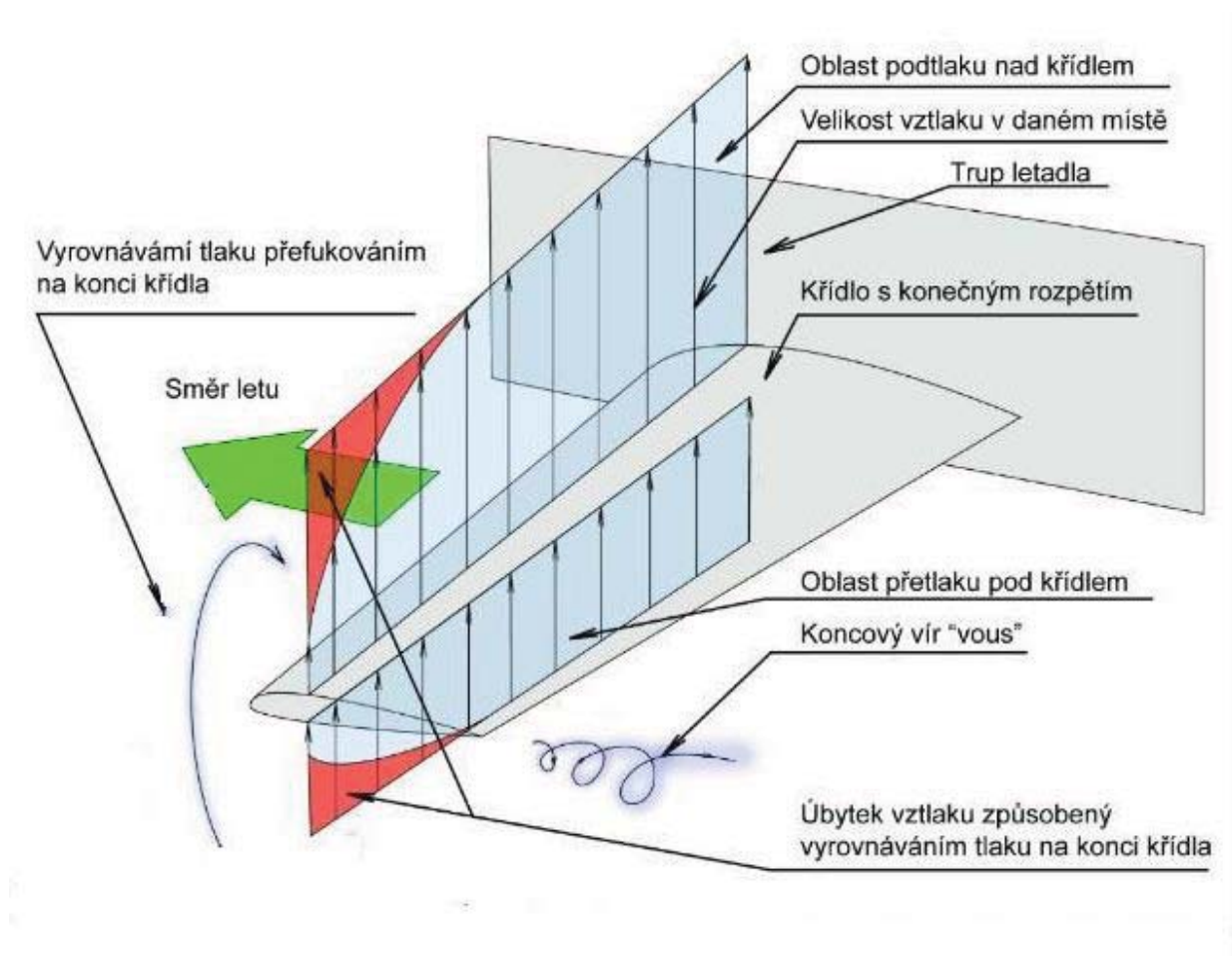


Obrázek 2.2: profil při velkém úhlu náběhu

Při určitém úhlu náběhu pro daný profil je vztlak nulový, při navýšení roste až do kritického úhlu náběhu, při němž dochází k odtržení proudu a náhlému poklesu vztlaku což povede k propadu letounu.

2.1.2. Křídlo konečného rozpětí

Skutečné křídlo složené z profilů má konečné rozpětí a tím vzniká složitější proudění než u teoretického křídla nekonečného rozpětí. Proudění se tak stává z rovinného (2D) trojrozměrné (3D). Tlakový rozdíl mezi dolní a horní částí profilu (viz. 2.1.1) na konci křídla, kde pevný povrch křídla již nezabraňuje vyrovnání tlaku, se snaží vyrovnat a tak vzniká proudění z oblasti přetlaku na dolním povrchu k oblasti podtlaku na horním povrchu. Důsledkem toho tlakový rozdíl směrem ke koncům křídel klesá a na konci je nulový. Snížení tlakového rozdílu má za následek nižší vztlakovou účinnost křídla ve srovnání s profily, které křídlo vytvářejí.



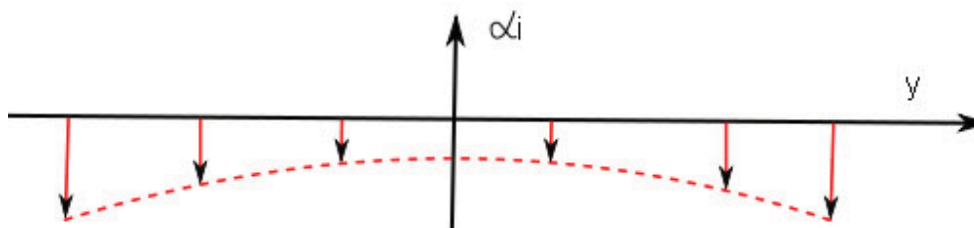
Obrázek 2.3: vznik vírů na koncích křídel

Vír vytváří ve svém okolí pole indukovaných rychlostí. Indukovaná rychlost je výsledek volných vírů a při kladném vztlaku vznikají indukované rychlosti směrem dolů po celé délce rozpětí (u konců křídel největší) a ty zmenšují úhel náběhu α_∞ o tzv. indukovaný úhel náběhu α_i viz. obr. 2.4.

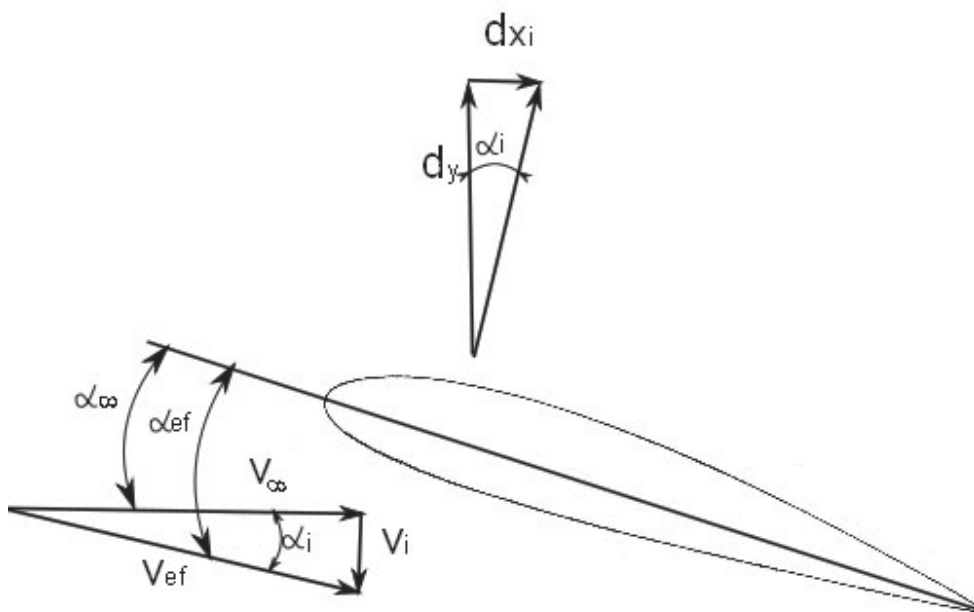
Profil na křídle s konečným rozpětím a úhlem náběhu α_∞ se tak chová jako profil na křídle s nekonečným rozpětím a úhlem náběhu α_{ef} . Jelikož α_{ef} je menší než α_∞ právě o α_i v důsledku tohoto vztlaková účinnost křídla s konečným rozpětím poklesne. Skutečně působící proud na křídlo o rychlosti v_{ef} je odkloněn od původně nabíhajícího proudu v_∞ .

Změna směru skutečného proudění má za následek náklon místního vztlaku směrem po proudu právě o indukovaný úhel náběhu α_i tak, aby byl stále kolmý na směr proudění

2.1. VZNIK INDUKOVANÉHO ODPORU



Obrázek 2.4: průběh indukovaného úhlu náběhu podél polorozpětí



Obrázek 2.5: vznik indukovaného odporu jako následek změny směru proudění

viz. obr. 2.5. Rozkladem do směru letu a směru působení tíhy letounu získáme silovou složku dX_i rovnoběžnou s v_∞ , která tak získává charakter odporu. Tento odpor je nazýván indukovaný odpor a jeho vznik je důsledkem konečnosti křídla. Druhým důsledkem konečnosti křídel je nemožnost dosáhnout stejného maximálního součinitele vztlaku jako u profilu. Je to dáno tím, že k odtržení proudění u křídla dojde při dosažení stejného maximálního úhlu náběhu jako u profilu, avšak křídlo vytváří vztlak pouze pod efektivním úhlem náběhu.

2.2. Matematické vyjádření

Při popisu indukovaného odporu je vhodné zavést koeficient indukovaného odporu C_{Di} jako poměr indukovaného odporu vůči součinu dynamického tlaku a plochy křídla.

$$C_{Di} = \frac{D_i}{q \times S} = \frac{D_i}{\frac{1}{2}\rho v^2 \times S} \quad (2.1)$$

kde:

D_i je indukovaný odpor

q je dynamický tlak

S je plocha

Úpravou rovnice (2.1) lze indukovaný odpor vyjádřit jako:

$$D_i = C_{Di} \times \frac{1}{2}\rho v^2 \times S \quad (2.2)$$

Jelikož indukovaný odpor závisí na tvorbě vztlaku, je vhodné vyjádřit poměr mezi součinitelem vztlaku a součinitelem indukovaného odporu.

$$C_{Di} = k \times \frac{C_L^2}{\lambda} \quad (2.3)$$

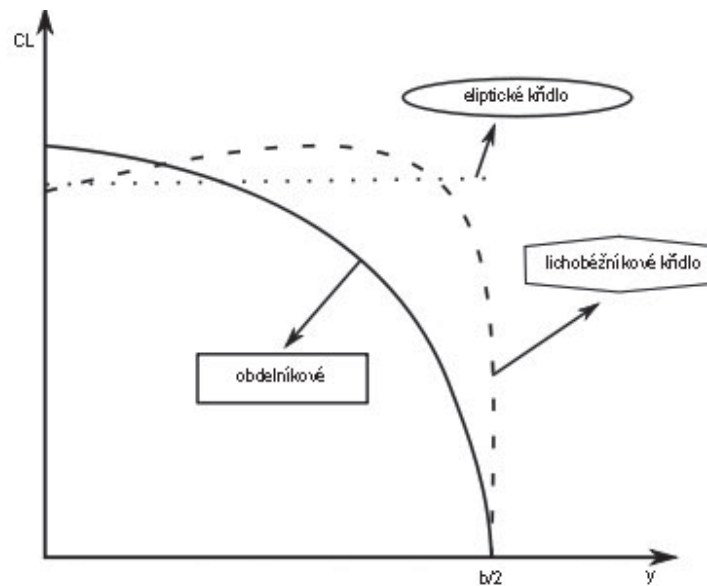
kde:

C_L je součinitel vztlaku

k zahrnuje vliv půdorysného tvaru křídla (od $\frac{1}{\pi}$ do cca $\frac{1,2}{\pi}$)

π je Ludolfovo číslo (3,14159)

λ je štiřhlost křídla



Obrázek 2.6: rozložení součinitele vztlaku podél polorozpětí pro různě tvarovaná křídla

Konstanta k zahrnuje vliv půdorysného tvaru křídla a je v rozsahu od $\frac{1}{\pi}$ do cca $\frac{1,2}{\pi}$. Pro eliptický tvar křídla nabývá minimální hodnoty ($\frac{1}{\pi}$) a z tohoto plyne, že eliptické

2.2. MATEMATICKÉ VYJÁDRĚNÍ

křídlo má nejnižší indukovaný odpor (rovnoměrné rozložení vztlaku po křídle viz.obr. 2.6) a křídlo odlišného tvaru indukuje vždy více odporu.

V anglické literatuře se často objevuje místo konstanty „k“ tzv. Oswald efficiency number značené jako „e“. Vztah (2.3) pak přechází do tvaru:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e \lambda} \quad (2.4)$$

kde:

pro eliptický tvar $e = 1$

pro jiný $e < 1$

Křídlo eliptického tvaru se například použilo u letadla Supermarine Spitfire, známého anglického stíhacího letounu z období druhé světové války. Přes již popsanou výhodu se ovšem eliptický tvar příliš nepoužívá. A to z důvodu vyšších výrobních nákladů a také vzhledem k výskytu nepříjemného jevu, kdy k odtržení proudu při přetažení dochází po dosažení kritického úhlu náběhu náhle a bez varování.

Jelikož součinitel vztlaku C_L je:

$$C_L = \frac{L}{q \times S} = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v^2 \times S} \quad (2.5)$$

kde:

L je vztlak

q je dynamický tlak

S je plocha

pak ze vztahů (2.2)(2.3) platí:

$$D_i = \frac{k}{\lambda} \left[\frac{L}{\left(\frac{1}{2}\rho v^2\right) \times S} \right]^2 \times \left(\frac{1}{2}\rho v^2\right) \times S \quad (2.6)$$

Při ustáleném letu, kdy platí rovnováha mezi vztlakem (L) a tíhou (F_g), rozepsáním $\lambda = \frac{b^2}{S}$ a následnou úpravou lze vztah (2.6) vyjádřit:

$$D_i = \frac{k F_g^2}{\frac{1}{2}\rho v^2 b^2} \quad (2.7)$$

kde:

b je rozpětí křídla

F_g je tíha letounu

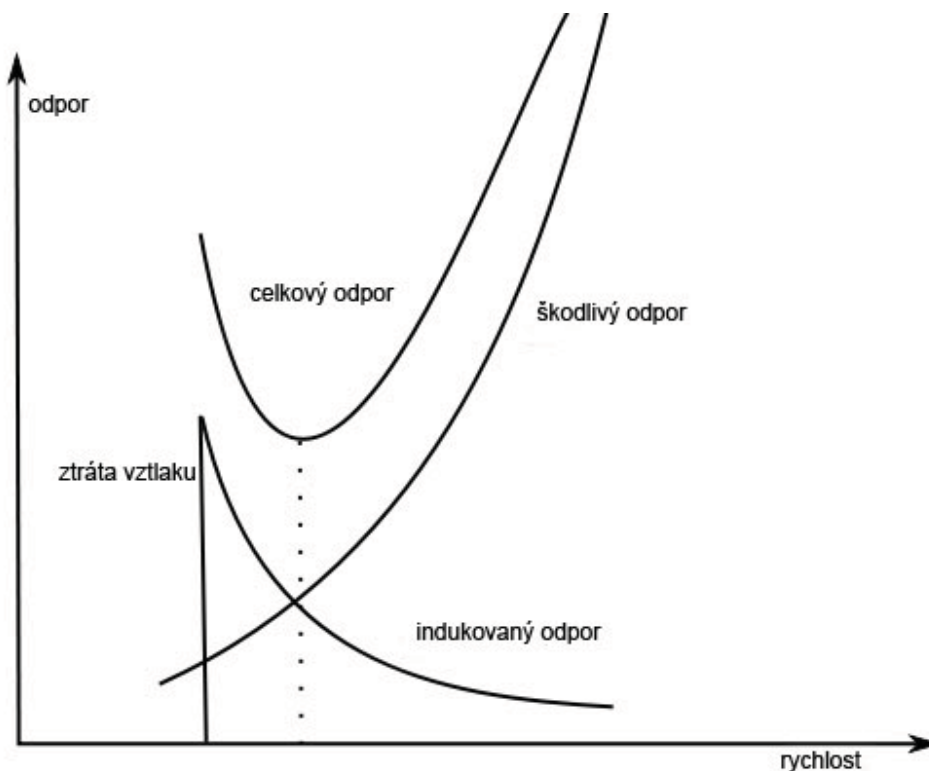
Při bližším pohledu na vztah (2.7) nastane zvýšení indukovaného odporu:

- ◇ při vyšší výšce letu (nižší hustota vzduchu)
- ◇ křídlo odlišné od eliptického tvaru
- ◇ zvýšení hmotnosti letounu
- ◇ snížením rychlosti
- ◇ zmenšením rozpětí křídla

2.3. Změny velikosti indukovaného odporu za letu

2.3.1. Rychlost letu

Velikost indukovaného odporu je dle rovnice (2.7) také závislá na rychlosti proudění kolem křídla. Při nižších rychlostech je potřebný vyšší úhel náběhu, než při vysokých rychlostech pro tvorbu potřebného vztlaku. Se zvyšující se rychlostí vliv indukovaného odporu klesá, ale na druhou stranu se zvyšuje škodlivý odpor viz. obr. 2.7

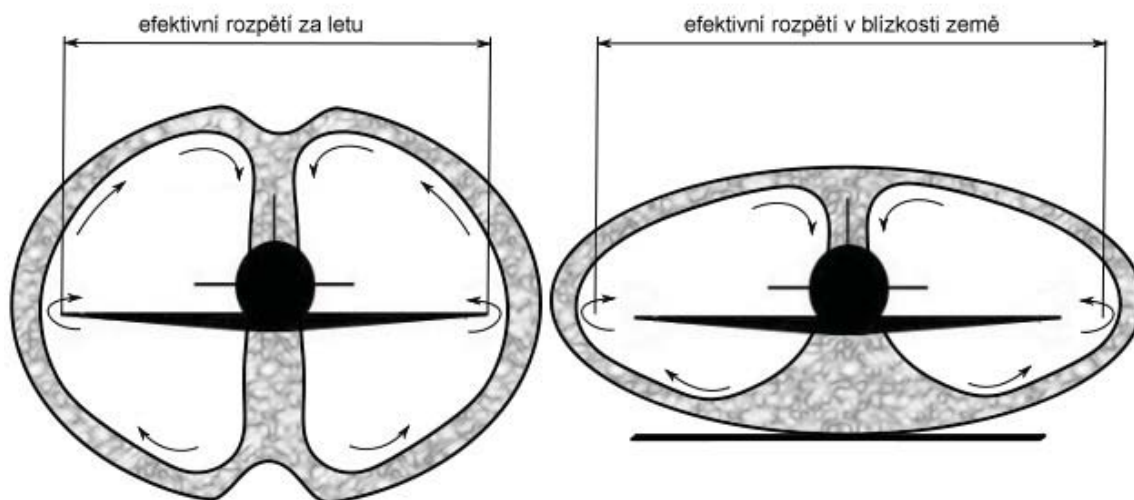


Obrázek 2.7: indukovaný odpor s rostoucí rychlostí klesá

2.3.2. Blížkost země

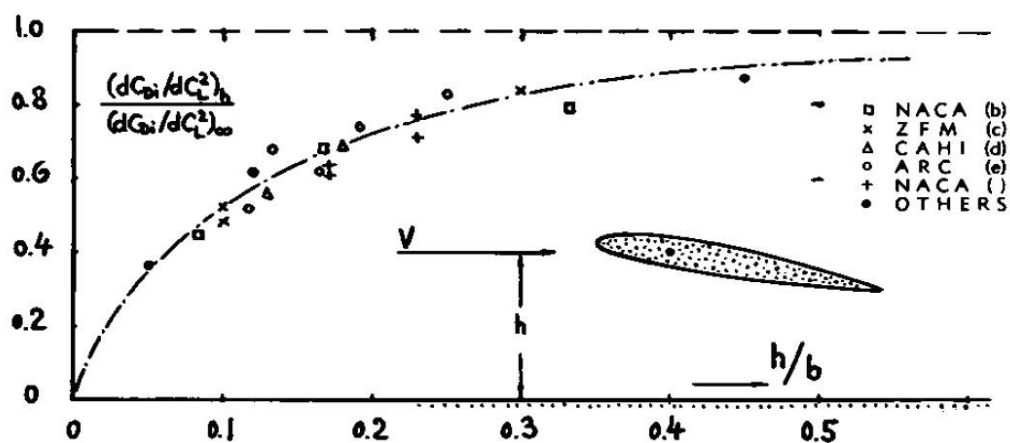
Na letoun letící dostatečně blízko země působí jev nazvaný přízemní efekt. Země jako pevná překážka brání dokonalému vyrovnávání tlaků a tím se snižuje síla koncových vírů. Přízemní efekt se výrazněji projevuje u výšky letu, která je menší než rozpětí. Při výšce letu $\frac{3}{10}$ rozpětí křídla je indukovaný odpor snížen přibližně o 20%. V důsledku snížení volných vírů je pokles indukovaných rychlostí. Ty zmenšují úhel náběhu α_∞ o tzv. indukovaný úhel náběhu α_i a tak dojde ke zvýšení efektivního úhlu náběhu α_{ef} , což směřuje ke zvýšení vztlaku. Vlastnost jevu který působí v těsné blízkosti povrchu země je často nežádoucí zvláště u přistání. Letoun s náhlou ztrátou velké části odporu má snahu doletět dále a prodlužuje se tak přistání. Naopak u vzletu přízemní efekt dovolí přetíženému letounu s nízkým výkonem vznést se do výšky několika metrů nad terén s pomocí vztlaku od přízemního efektu. Takový letoun, ale dokáže pouze setrvat v hladině působení efektu a první překážka povede k havárii. Přízemního efektu využívají ekranoplány (příloha 5.1,5.2), stroje na pomezí letadla, vznášedla a lodě, nejčastěji stavěné pro let nad mořskou hladi-

2.3. ZMĚNY VELIKOSTI INDUKOVANÉHO ODPORU ZA LETU



Obrázek 2.8: přízemní efekt

nou, kde nehrozí velké změny v členitosti terénu. Ekranoplán je schopný vyvinout výkon k nabrání krátkodobě vyšší výšky pro bezpečné překonání překážek (loď, skalisko atd.).



Obrázek 2.9: indukovaný odpor křídla blízko země

2.3.3. Let ve formaci

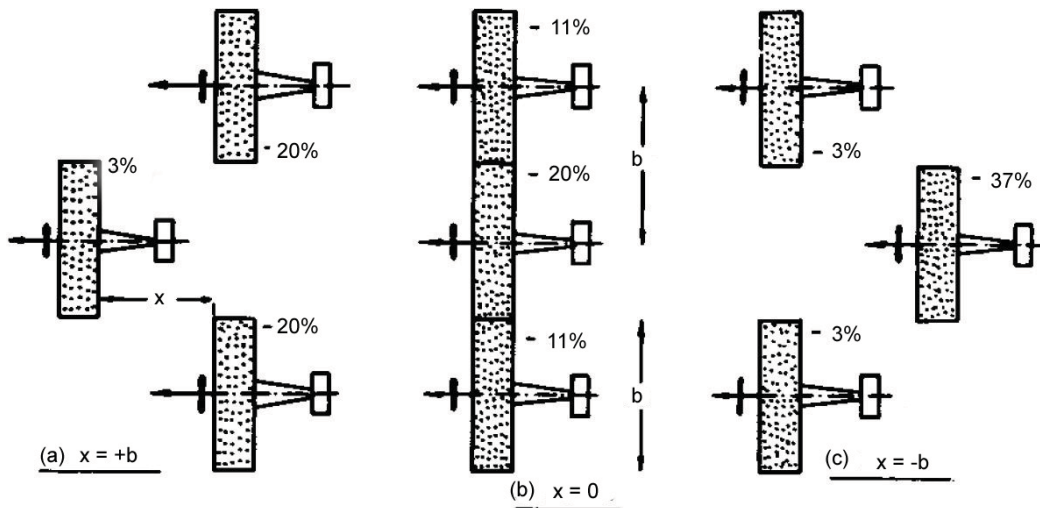
Při letu ve formaci dochází k vzájemnému ovlivnění letadel mezi sebou a tím dochází ke snížení indukovaného odporu. Odpor se stabilně snižuje se zvyšujícím se počtem letounů ve formaci viz. obr. 2.11. Ve formaci 5 letadel tak může být snížení odporu až o 18%. Z obr. 2.10 je patrné, že nezáleží na způsobu horizontálního uspořádání formace, celkové snížení odporu je u skupiny stejné. Bohužel při vertikálních rozestupech je již příznivý efekt letu ve formaci mnohem nižší.

V případě poškození nebo nedostatku paliva u jednoho letounu s uvažováním 2.10 je tou nejlepší volbou zvolit formaci tvaru (c), která při zachování průměrného poklesu odporu pro skupinu vychází jako nejvýhodnější pro číslo 3 s o 37 % nižším odporem.

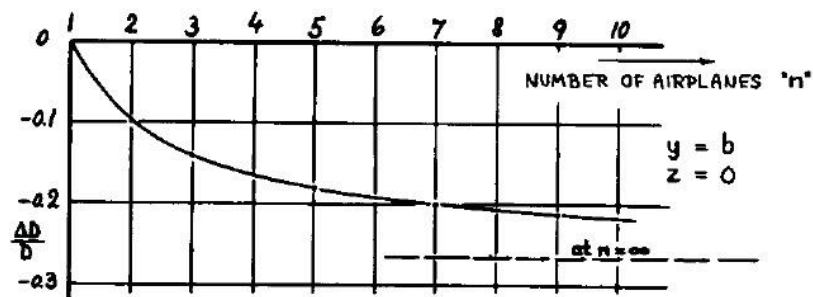
2. INDUKOVANÝ ODPOR

Využití efektu kdy dojde ke snížení odporu při letu ve formaci bylo pozorováno u migrujících ptáků létajících v těsných V formacích. Na první a krajních pozicích dochází při delších přeletech k pravidelné výměně, jelikož let na těchto pozicích je více vysilující (jako při letu bez formace).

V roce 2009 se zúčastnil tým ze Stanford University finále soutěže "Fly Your Ideas" vypsané firmou Airbus pro studenty vysokých škol právě s projektem využití letů dopravních letounů ve formacích pro snížení odporu.



Obrázek 2.10: tři formace s průměrným snížením odporu 14%



Obrázek 2.11: průměrná redukce odporu při letu ve formaci jako fce počtu letadel ve formaci

3. Konstrukční úpravy křídla sloužící k minimalizaci indukovaného odporu

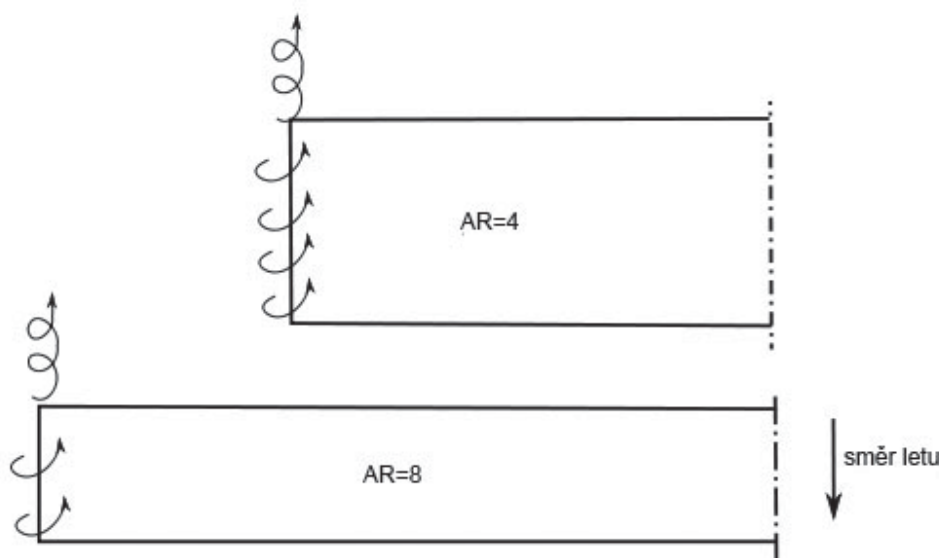
3.1. Změna štíhlosti křídla

Štíhlost křídla

Štíhlost křídla je definována jako poměr mezi rozpětím b a hloubkou křídla c případně jako poměr mezi druhou mocninou rozpětí b a plochou křídla S .

$$\lambda = \frac{b}{c} = \frac{b^2}{S} \quad (3.1)$$

Letoun se štíhlejším křídlem bude za letu vytvářet méně indukovaného odporu. U delšího a užšího křídla jsou konce dále od sebe a méně tak ovlivňují střední část křídla.

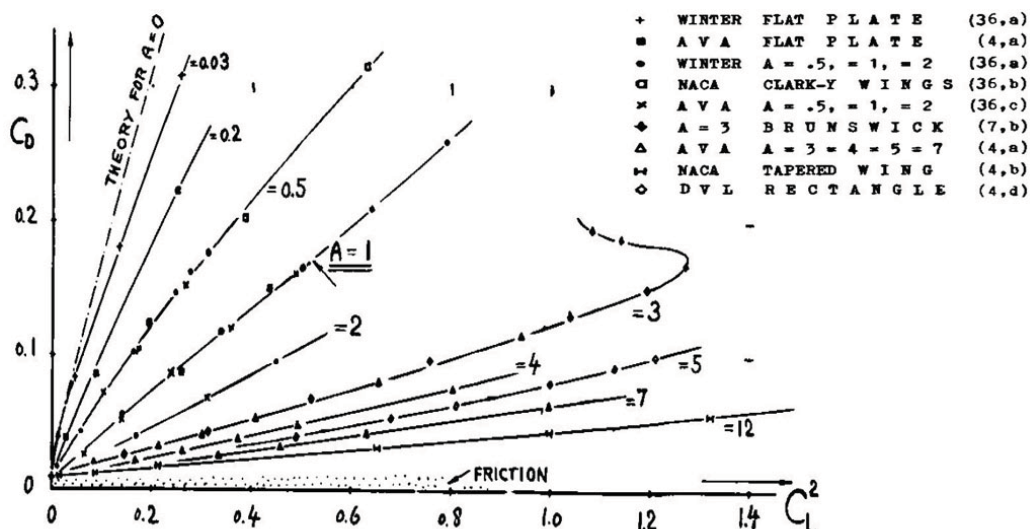


Obrázek 3.1: dvě křídla se stejnou plochou a odlišnou štíhlostí

Standardní větroně mají štíhlost kolem dvaceti. U volné třídy to bývá i přes třicet a naopak u stíhacích letounů je štíhlost křídel nízká. Při zvýšení rozpětí křídla na dvojnásobek a zároveň při zachování stejné plochy, stejného součinitele vztlaku a dynamického tlaku dojde v souladu se vztahem (2.7) k poklesu indukovaného odporu na $\frac{1}{4}$ oproti předchozí konfiguraci. Změna celkového odporu ale nebude tak příznivá, jelikož dojde ke zvýšení odporů způsobených změnou geometrie v proudění (škodlivý odpor/parasitic drag).

I další důvody objasní proč nemá tedy velká většina letadel velmi štíhlá křídla. Dlouhá křídla jsou totiž zatížena větším ohybovým momentem, což zvyšuje hmotnost konstrukce křídla. U velmi štíhlých křídel se také zhorší citlivost na křídélka a prodlužuje se doba rotace kolem podélné osy. Toto vylučuje použití u stíhacích letadel a menších letounů s požadavkem na vysokou obratnost. U dlouhých křídel je také zmenšen prostor pro instalaci palivové nádrže, uložení podvozku a dalších systémů z důvodu menší hloubky profilu.

3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDLA SLOUŽÍCÍ K MINIMALIZACI INDUKOVANÉHO ODPORU



Obrázek 3.2: součinitel odporu různých křídel jako funkce druhé mocniny jejich součinitele vztlaku, A - štíhlost křídla

Zhodnocení

Štíhlost křídla má zásadní vliv na velikost indukovaného odporu. Bohužel omezujícím faktorem jsou vlastnosti plynoucí ze zvětšené délky křídla. Na delší křídlo působí zvýšené zatížení, které vede většinou k nutnosti pevnostní úpravy. Zmenšený prostor pro instalaci podvozku, palivové soustavy a dalších systémů způsobuje nutnost složitých konstrukčních úprav. Při návrhu letounu je tak důležité nalézt rovnováhu ve štíhlosti křídla, aby se budoucí ušetřené náklady plynoucí z menšího odporu vyplatily s ohledem na náklady konstrukčních řešení.

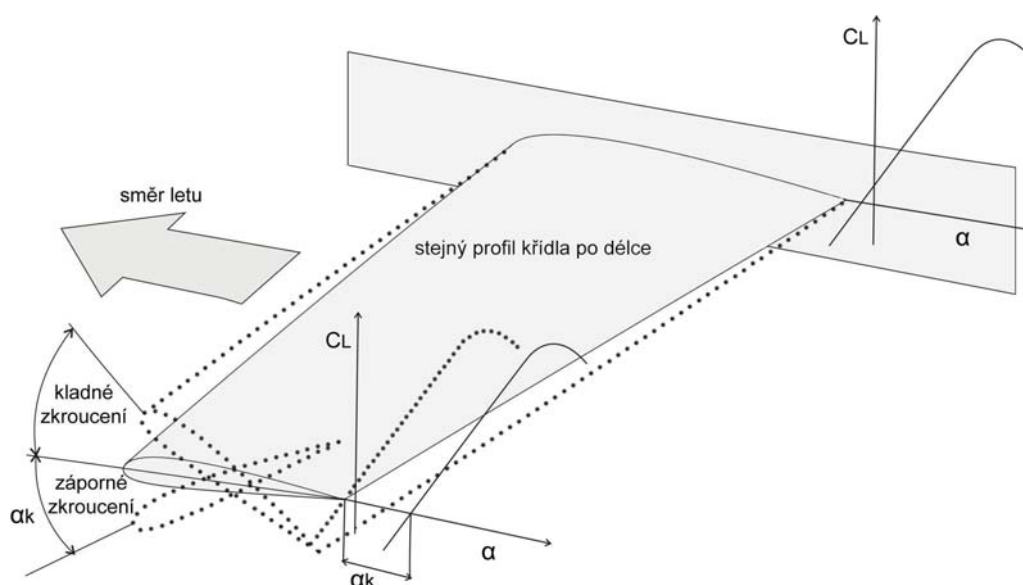
3.2. Kroucení křídla

U nekrouceného křídla je jeho půdorysným tvarem dáno rozložení vztlaku po rozpětí viz. obr. 2.6. Rozložení vztlaku po rozpětí ovlivňuje letové vlastnosti letounu při malých rychlostech v blízkosti kritického úhlu náběhu kdy hrozí ztráta vztlaku. U nekroucených křídel je rozložení pro přijatelné letové vlastnosti pouze u křídel přímých obdélníkových. U jiných tvarů křídel je nutná úprava geometrickým nebo aerodynamickým kroucením pro dosažení dobrých letových vlastností. V příloze 5.3 až 5.6 lze vidět vliv kroucení na posun místa ve kterém dojde k odtržení proudění. Ze vztahu 2.4 v kapitole 2.2 také víme, že indukovaný odpor je ovlivněn půdorysným tvarem křídla a je nejpriznivější pro konfiguraci letounu s eliptickým tvarem křídla a rovnoměrným rozložením vztlaku po délce. S vhodným užitím kroucení lze u různých půdorysných tvarů křídla dosáhnout stejného minimálního indukovaného odporu jaké má eliptické křídlo se stejnou štíhlostí při stejných provozních podmínkách. Aerodynamické i geometrické kroucení lze kombinovat. Výsledkem může být snížení indukovaného odporu až o 15 %. Nevýhodou kroucení je, že optimální vlastnosti má křídlo jen v jednom provozním režimu. V praxi pro letouny s velkou proměnností letových režimů tj. letové rychlosti, provozní výšky a váhy nákladu je nutno najít kompromisní návrh zkroucení tak, aby vyhovoval všem režimům během provozu.

3.2. KROUCENÍ KŘÍDLA

Geometrické

Při geometrickém kroucení křídla s podobnými profily dochází ke zkroucení po délce křídla, kdy úhel nastavení kořenového profilu je odlišný od úhlu nastavení konce křídla. Rozeznáváme kladné a záporné zkroucení viz. obr. 3.3. Průběh změny úhlu po rozpětí bývá často lineární. Může být i lineární po několika úsecích. Existuje ale i nelineární, které má opodstatnění jen ve velmi specifických případech vzhledem k vyšším výrobním nákladům křídla. K minimalizaci indukovaného odporu na obdelníkovém křídle musí být odtoková hrana natočena vůči kořeni křídla směrem nahoru tak, aby po délce křídla průběžně klesal úhel náběhu.

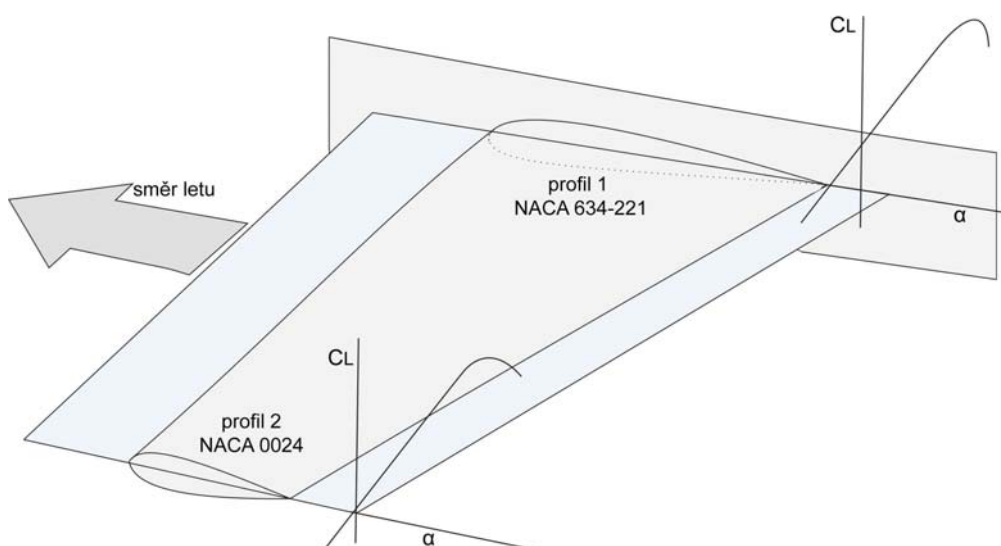


Obrázek 3.3: geometrické zkroucení: změna úhlu náběhu při zachování stejného typu profilu

Aerodynamické

Při aerodynamickém kroucení je použito více druhů profilů s hladkým přechodem podél křídla. Kořenový profil se od toho koncového liší tvarem i aerodynamickými charakteristikami tj. úhlem nulového vztlaku, sklonem vztlakové čáry a velikostí C_{Lmax} . Rozmanitost průběhů vztlakových čar dává oproti geometrickému křížení podstatně větší možnost k ovlivnění rozložení vztlaku a tím i aerodynamických vlastností křídla. Při použití aerodynamického kroucení pro minimalizaci indukovaného odporu se na obdelníkovém křídle prohnutí profilů směrem ke konci křídla zmenšuje.

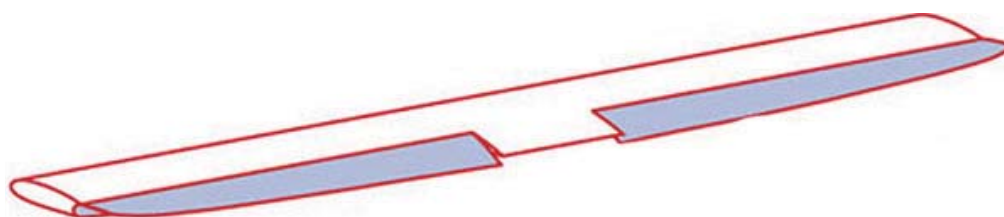
3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDLA SLOUŽÍCÍ K MINIMALIZACI INDUKOVANÉHO ODPORU



Obrázek 3.4: aerodynamické zkroucení: změna typu profilu při zachování stejného úhlu náběhu

Twisterons

K překonání omezujících vlastností pevně zkrouceného křídla byl na univerzitě Utah v USA pod vedením Dr. Phillipse vyzkoušen a následně patentován v roce 2005 tzv. Twisteron. Jedná se o klapky po celé délce rozpětí na odtokové hraně křídla, které mohou být natáčeny. Mohou být vychýleny symetricky jako vztlakové klapky nebo antisymetricky jako křídélka. Výhodou systému Twisteron je možnost změny zkroucení křídla během letu. Teorie a simulace byly ověřeny na dálkově řízeném letounu s rozpětím 3 m navrženého na přetížení 7 G s maximální rychlostí letu 160 km/h viz. obr. příloha 5.9. Při testech se mimo jiné zjistil i pozitivní vliv na výšková kormidla. Pro tento prototyp dosahovalo snížení celkového odporu během některých fází letu až 20 %. Průměrný pokles je pak při použití 5 % až 10 %. [9]



Obrázek 3.5: twisteron: při použití k redukci ind. odporu je konec odtokových klappek natočen směrem nahoru vzhledem ke kořenu

Zhodnocení

Kroucení křídel je kvůli jejich vlastnostem velmi rozšířené. Ačkoliv vliv na indukovaný odpor je nezanedbatelný, převažující důvod k použití je pro zlepšení chování letounu. Při využití geometrického, aerodynamického kroucení či jejich kombinace pro snížení indukovaného odporu je omezujícím faktorem dosažení nejlepších vlastností jen v jednom daném provozním režimu. Tento problém řeší nový přístup v použití tzv. twisteronu. Twisteron již

3.3. MODIFIKACE KONCŮ KŘÍDEL

Twisteron již prošel patentovým řízením a zatím byl otestován pouze na modelu. Ještě nebyl postaven letoun využívající tento systém v praxi a tak na své rozšíření a vývoj stále čeká.

3.3. Modifikace konců křídla

Modifikované konce jsou důležitou částí křídla s možností ovlivnit aerodynamické vlastnosti a při správném návrhu může jejich použití vést ke snížení indukovaného odporu. Mezi základní a často používané druhy patří tyto zástupci:

- ◇ eliptické (elliptic wing tip)
- ◇ protáhlé konce směrem nahoru či dolů (drooped upward/downward)
- ◇ čtvercové (rectangle wing tip)
- ◇ zaoblené (rounded wing tip)
- ◇ Hoerner wing tip
- ◇ zalomené konce směrem dozadu (raked wing tips)
- ◇ koncové křídelní nádrže (tip tanks)

Existují dva způsoby, kterými konce křídla ovlivňují proudění a síly na křídle. Zprvč nesouhlasí tzv. efektivní rozpětí křídla s tím geometrickým. Zadruhé se tvoří určité množství škodlivého odporu. Efektivní rozpětí křídla je pojem zavedený pro potřeby aerodynamických výpočtů a analýz zatížení. Efektivní rozpětí křídla představuje vzdálenost mezi středy koncových vírů, které se na okrajích křídla vytvářejí. Tvar konce křídla má vliv na proces srolovávání víru a na polohu jeho středu. Pokud je efektivní rozpětí měřeno podél odtokové hrany křídla bývá často menší, než geometrické rozpětí o hodnotu mezi 10 % až 20 % hloubky křídla. Čím je však efektivní rozpětí větší, tím menší je indukovaný úhel náběhu a s tím související indukovaný odpor.

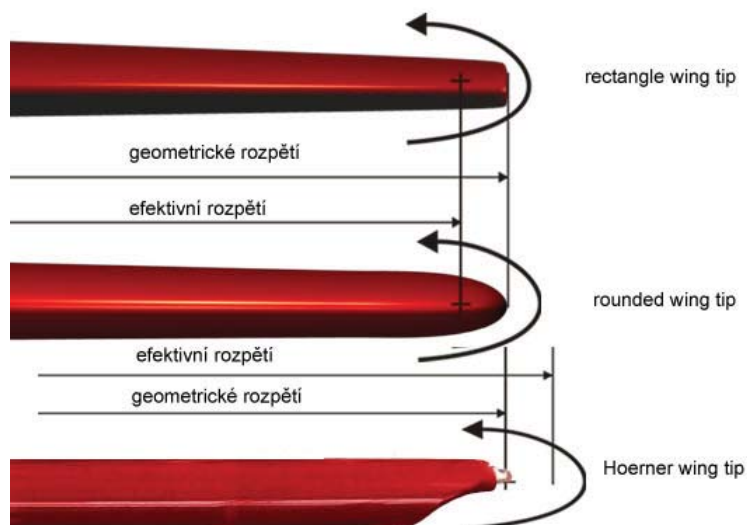
Škodlivý odpor tvořený na koncích křídla závisí jednak na tvaru, ale také podobně jako indukovaný odpor roste se zvyšujícím se vztlakovým součinitelem C_L . Z grafu 5.17 lze například pro čtvercové zakončení nalézt závislost $C_{DTc} \approx 0,03C_L^3$.



Obrázek 3.6: drooped upward/downward, více pohledů lze nalézt v příloze 5.12

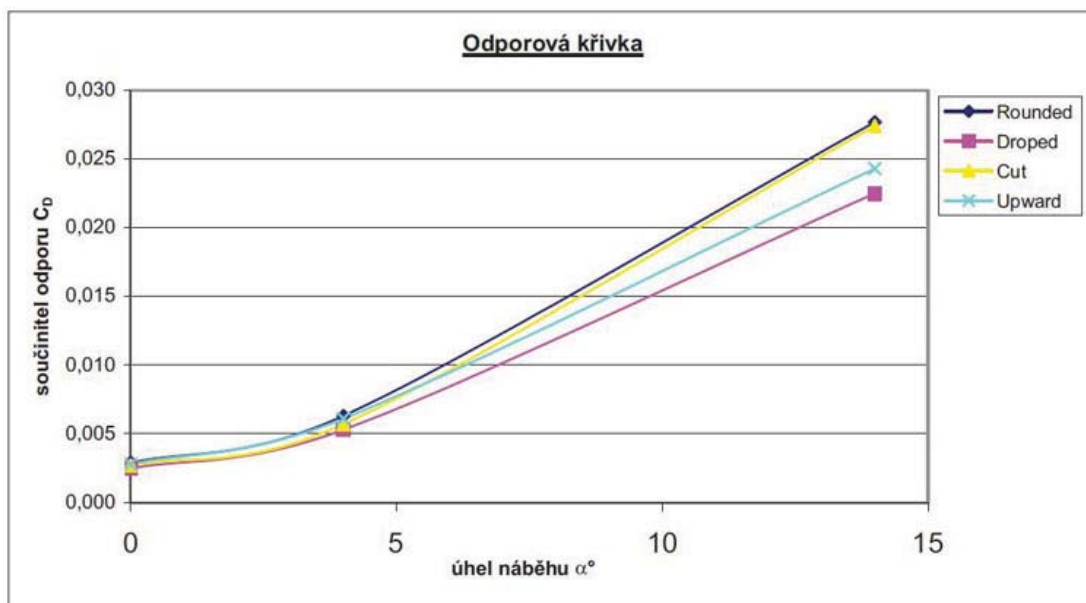
Dle práce [14] vychází jako nejvýhodnější zakončení varianta drooped downward viz. obr.3.8 a 3.9. Letoun s tímto typem se však choval jako příčně staticky nestabilní a náprava je možná modifikací tvaru s následným ověřením výsledků. Drooped wing tips

3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDLA SLOUŽÍCÍ K MINIMALIZACI INDUKOVANÉHO ODPORU



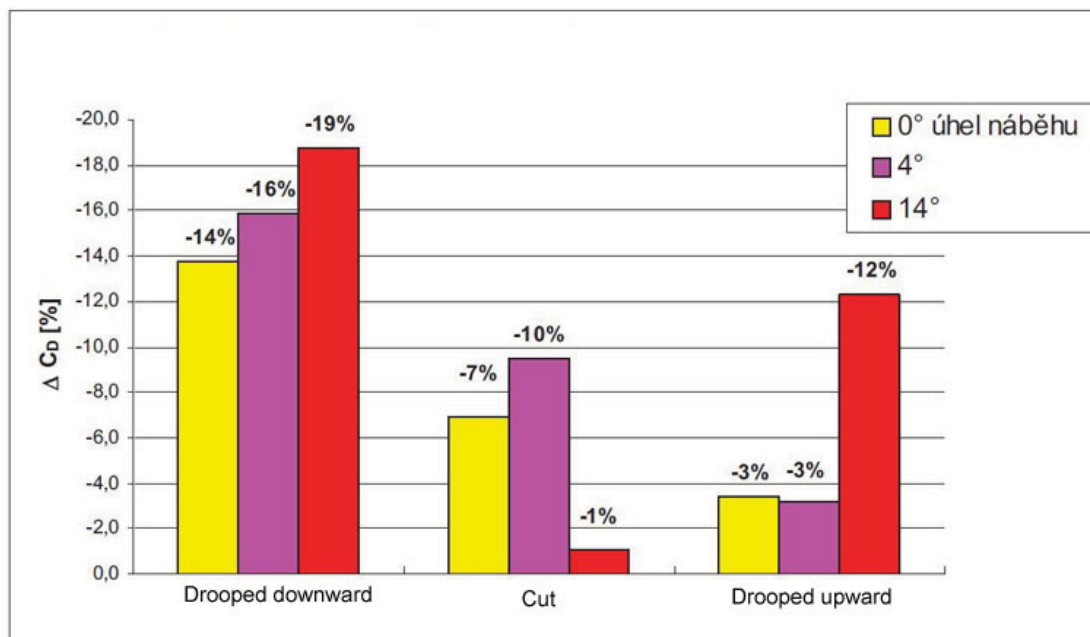
Obrázek 3.7: tři úpravy křídel: rectangle, rounded, Hoerner wing tip

lze nalézt u některých typů jednomotorových letounů Cessna. Modifikace Hoerner wing tips je kompromisem mezi snížením indukovaného odporu a zachováním jednoduchého tvaru pro výrobu. Tento typ navrhl S.F. Hoerner a lze nalézt na letounech Piper. Detailní pohled na tvar je k dispozici v příloze 5.10 a 5.11.



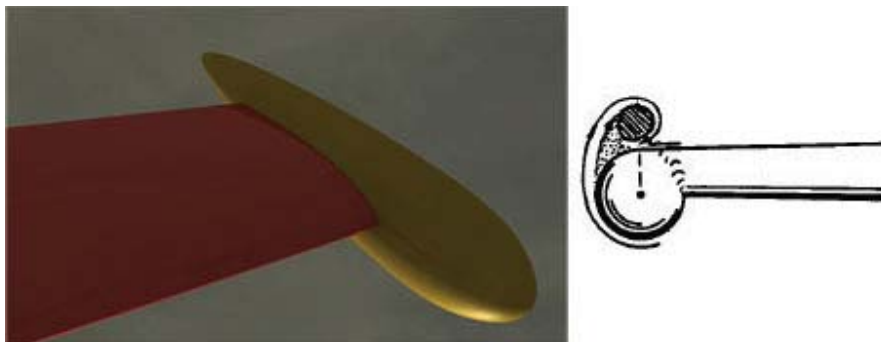
Obrázek 3.8: graf závislosti součinitele odporu C_D na úhlu náběhu pro různé modifikace zakončení křídel, [14]

3.3. MODIFIKACE KONCŮ KŘÍDEL



Obrázek 3.9: přírůstek odporu vzhledem k referenční variantě Rounded[%], [14]

Tip tanks



Obrázek 3.10: koncová křídelní nádrž (Tip tank), vpravo znázornění polohy středu víru

Nádrže na koncích křídel (tip tanks) viz. obr. 3.10 se používají pro zvětšení doletu za pomoci většího množství paliva. Tvar a velikost nádrží má vliv na plochu a rozpětí křídla. Zároveň u nádrží může nastat podobný efekt jako u tzv. end plates([4] kap. 7-10). Nádrže tak způsobí snížení intenzity koncových vírů a dochází k poklesu indukovaného odporu. Svým tvarem způsobí ale i nárůst škodlivého odporu, jehož vliv dle obr. 2.7 bude se vzrůstající rychlostí výraznější. Nevýhodou nádrží je větší ohybový moment a také zvýšení doby rotace kolem podélné osy. Toto je velmi znatelné zvláště pokud jsou nádrže plné. Při návrhu tvaru nádrží se vždy výrobci nedrží jen konzervativního přístupu. Částo se jedná o různé kombinace. Na letounu Cessna 310 lze například nalézt tzv. upswept tip tank viz. příloha 5.13 (kombinace konce drooped upward a nádrže).

3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDLA SLOUŽÍCÍ K MINIMALIZACI INDUKOVANÉHO ODPORU

Raked

Aerodynamické vlastnosti letadla při nízkých i vysokých rychlostech zlepšuje větší štíhlost křídla, ta ale způsobí vyšší ohybový moment. Tento problém řeší modifikace konce křídla „high taper wing tip extensions“ tzv. Raked. Raked wing tips jsou charakteristické svým tvarem a to náběžnou hranou s větším úhlem šípů než hlavní část křídla a také s podstatným zkosením, kdy se s rostoucí vzdáleností od kořene snižuje hloubka profilu viz. obr. 3.11. Při zvětšení rozpětí výrazně klesá indukovaný odpor viz. kap. 3.1 a také právě u raked wingtip kvůli specifickému tvaru nedochází k navýšení ohybového momentu, který by křídlo s větším rozpětím více zatěžoval viz. [19] str.11. Naproti tomu se mohou vyskytovat i nežádoucí efekty. U podzvukových letounů navržených na rychlosti $0,7 M +$ je na horním povrchu konce křídla tendence pro odtržení mezní vrstvy při vysokém vztlaku tj. stoupání po startu, klesání na přistání. Odtržení mezní vrstvy způsobí zvýšení odporu a také vznik vibrací. Testy ve firmě Boeing, která používá tento druh např. na letounu Boeing 787 prokázaly snížení odporu až o 5,5 %. Nevýhodou i přes účinnost mohou být problémy, které se některým leteckým dopravcům vyskytly při pozemní manipulaci s letounem na letištních terminálech. V některých případech by tak letoun kvůli své velikosti nemusel být schopný na určitých letištích přistávat.



Obrázek 3.11: Raked wing tips, další pohledy v příloze 5.14

Zhodnocení

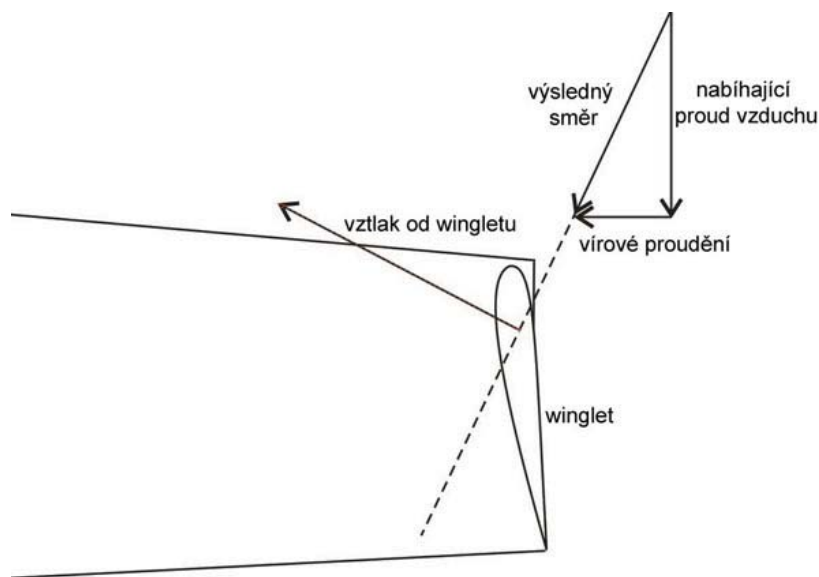
Běžné úpravy konců křídel nenabízejí příliš významnou a zásadní redukci indukovaného odporu. Přesto se vyplatí při stavbě letadel využít každé možné zlepšení. Nejlepších výsledků ze základních způsobů dosahuje modifikace drooped, která je konstrukčně složitější. Vhodnou náhradou je modifikace Hoerner wing tips, která ač nedosahuje takového snížení odporu je konstrukčně jednodušší. Stále častěji používanou metodou je moderní modifikace Raked, která je spolu s winglety standartem u velkých dopravních letounů. Nevýhodou je možnost výskytu jevu, kdy dochází k odtržení mezní vrstvy. Tyto problémy se s rozvojem numerických simulací proudění daří řešit a tak je modifikace Raked progresivní metodou jak snížit indukovaný odpor.

3.4. Winglety

Úplně první počátek wingletů, jakožto zařízení sloužící ke změně koncových vírů lze vystopovat k roku 1897. Tohoto roku si jistý anglický inženýr Frederick W. Lanchester nechal patentovat tzv. wing end-plates. Jedná se o kolmo upevněnou desku na konec křídla mající za úkol bránit vyrovnávání tlaků. Přesto se za průkopníka v této oblasti považuje pracovník NASA Richard T. Whitcomb, který v 70. letech 20. století rozvinul původní práci F.W. Lanchestera a položil základy v této oblasti. Testy tehdy provedené v NASA Langley Research Center na modelu DC-10 ve větrném tunelu prokázaly snížení celkového odporu při použití wingletů o 5 % (indukovaný odpor o 20 %)[13] oproti modelu bez wingletů. Z těchto základů stále čerpají konstruktéři při vývoji posledních generací moderních wingletů.

Klasický winglet je v podstatě malé křídlo umístěné pod určitým úhlem náběhu vůči odkloněnému proudu viz. obr. 3.12. Winglet tak vytváří určité množství vztlaku. Vektor vztlaku je vždy kolmý na směr proudění a tak je působící směr šikmo dopředu. Rozkladem získáme složku ve směru letu. Jedná se o tah, ale v tomto případě často označovaný jako negativní odpor.

Použití Wingletů má i svá negativa. Pevné winglety jsou běžně navrženy pro cestovní režim letu. Z tohoto důvodu winglety nedávají optimální výsledky v jiných režimech letu, jako je například stoupání, vzlet nebo přistání. Winglety tvoří škodlivý odpor a jelikož tvoří vztlak, v důsledku tohoto vzniká na jejich konci vlastní indukovaný odpor. Také dochází k interferenci v přechodu mezi wingletem a křídlem. Při malých úhlech náběhu v situaci kdy jsou koncové víry slabé, nevytváří winglet dostatek vztlaku a způsobuje více odporu než šetří. Při použití wingletů dojde ke zvýšení ohybového momentu na křídle. Avšak již Dr. Whitcomb ve svých pracích došel ke zjištění, že pouhé zvětšení rozpětí by způsobilo nárůst hmotnosti 3 až 4 krát větší, než při použití wingletů pro dosažení stejného snížení indukovaného odporu. Při rozhodování o použití wingletů rozhoduje i jejich cena a také jak velké jsou možnosti změny rozměrů letadla.



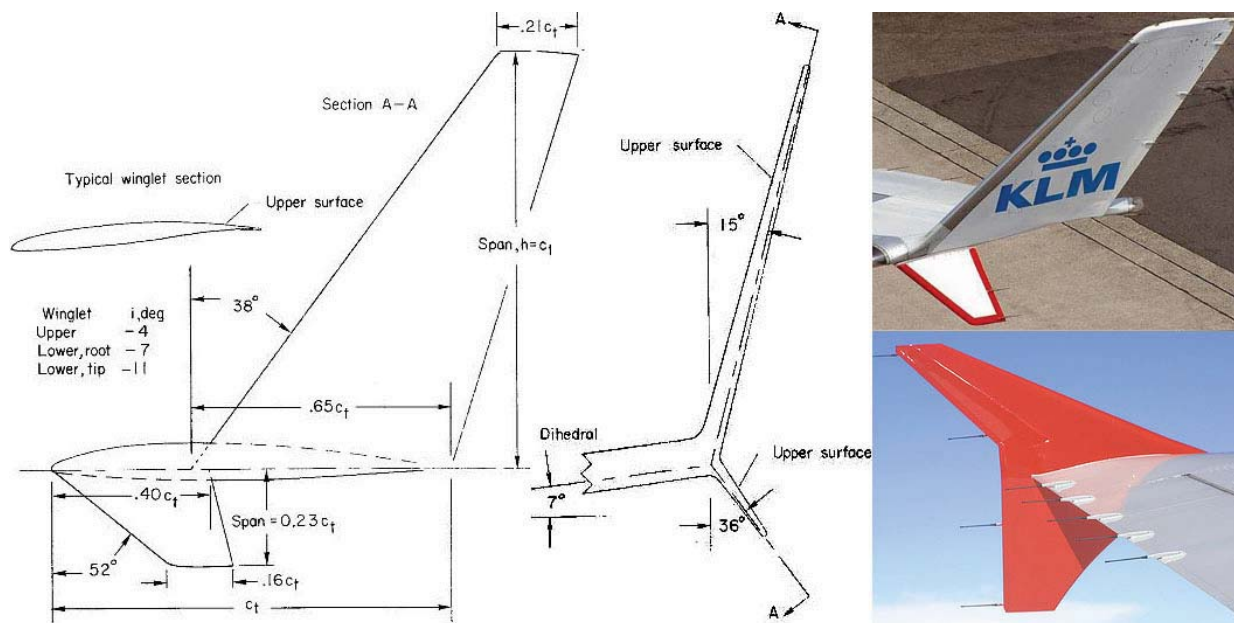
Obrázek 3.12: schéma ukazující působení wingletu, pohled shora na křídlo

3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDLA SLOUŽÍCÍ K MINIMALIZACI INDUKOVANÉHO ODPORU

3.4.1. Pevné

Classic(Whitcomb)

Winglet typu classic, často označován jako whitcombův, byl výsledkem výzkumu Dr. Whitcomba. Technická zpráva publikovaná roku 1976 [13] obsahuje testy provedené ve větrném tunelu a také konstrukční návrhy. Původní provedení má na horní ploše křídla větší winglet a na dolní ploše křídla blízko náběžné hrany je umístěn menší viz. obr. 3.13. Při použití wingletů při rychlosti 0.78 M a vztlakovém součiniteli křídla 0.44 klesl indukovaný odpor o 20 % a došlo k zlepšení o 9 % u poměru vztlaku L a odporu D. Tento typ lze nalézt na letounu McDonnell Douglas MD-11. Skutečná velikost dolního wingletu oproti ideální velikosti byla omezena vzdáleností od země. Způsoboval také problémy při pozemní manipulaci. Po zjištění, že přítomnost dolního wingletu nemá příliš zásadní vliv na redukci indukovaného odporu bylo od této konfigurace upuštěno. Používala se dále jen konfigurace s horním wingletem. Variantou vycházející z modifikace classic je tzv. wingtip fence. Jedná se o symetrický winglet směřující nahoru i dolů. Tento typ používá na svých letounech Airbus.



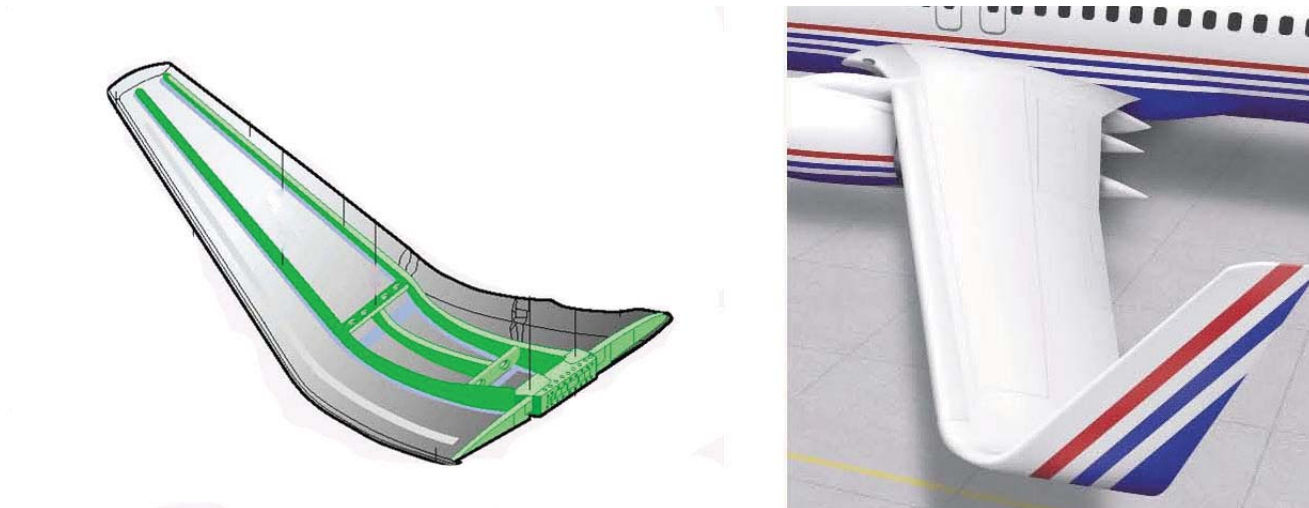
Obrázek 3.13: classic(Whitcomb) winglet a z tohoto typu odvozen tzv. Wingtip fence(Airbus A319)

Blended

Za vývojem blended winglets stojí Dr. Luis B. Gratzner a firma Aviation Partners. Dr. Luis Gratzner byl vedoucím úseku aerodynamiky ve firmě Boeing přes 30 let. V roce 1994 si nechal patentovat blended winglet. Blended winglet má velmi hladký přechod kvůli kterému dochází k menším interferencím mezi wingletem a křídlem viz. obr. 3.14. Již první testování na velkém dopravním letounu Boeing 737-800 předčilo očekávání, když pokles indukovaného odporu dosáhl sedmi procent namísto očekávaných pěti procent. U zakázky pro Air New Zealand se Aviation Partners zaručili v dosažení minimálního zlepšení úspory paliva o 3.8 %. V Air NZ očekávali 4.5 %. Ve skutečnosti dosáhli hodnoty 5.3

3.4. WINGLETY

%. Aviation Partners spolupracují s firmou Boeing a v dnešní době kolem 85 % nových B 737 má nainstalovány tyto winglety. Cena těchto wingletů je kolem \$725,000USD a letounu přidají na váze o 170-235 kg. I při použití tohoto typu jsou zapotřebí konstrukční úpravy křídla. Výhodou tohoto typu wingletů je kromě vyšší účinnosti, která je až o 60 % vyšší než u klasického wingletu, také velmi atraktivní vzhled. Letoun vybavený blended winglety vypadá velice moderně a zaujme pasažéry. V roce 2009 Airbus začal spolupracovat s firmou Sharklet na vývoji podobného typu wingletů pro svůj letoun A320 poté co se nezdařila předchozí spolupráce s Aviation Partners.



Obrázek 3.14: blended winglet

3.4.2. Speciální typy

Wingtip sails

John Spillman v roce 1980 podal žádost o patent na způsob jak je možné redukovat indukovaný odpor pomocí tzv. tip sails viz. obr. 3.15. Wing tip sail jsou malé plošky na konci křídla vytvářející vztlak. Jsou umístěny vhodně tak, aby byl získán negativní odpor(tah). Inspirací byla křídla ptáků s podobným uspořádáním per. Aby nedocházelo k interferencím mezi jednotlivými perutěmi, tak má každá peruť jiný vhodně zvolený úhel vzepětí. Například při použití tří perutí jsou úhly vzepětí $+15^\circ$, 0° , -15° . Při testech ve větrném tunelu bylo pozorováno dosažení nejlepších výsledků pokud rozpětí křidélek bylo 24 % a hloubka křidélek u kořene 16 % hloubky profilu konce křídla.[20] Při použití jedné perutě bylo pozorováno snížení indukovaného odporu o 12 %. U tří dosáhlo snížení 28 % [1]. V příloze 5.16 je závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu pro různé počty perutí (tip sails). Při použití tip sails také dochází ke zvýšení podélné stability letounu. Značnou nevýhodou je vyšší odpor letounu na nízkých koeficientech vztlaku při použití tip sails, než bez nich. Zde má vliv škodlivý odpor. Přesněji jeho část tzv. skin friction drag. Toto se nejvíce projevilo při nízkých koeficientech vztlaku. Výhodné tak může být použití u letounů, které často startují a přistávají. Jako vhodný typ pro uplatnění by mohl být letoun pro výsadky sportovních parašutistů. Tento způsob je použit například na čínském letounu Y5-B (An-2). Detail na konstrukční provedení tip sails u letounu AN-2 lze nalézt v příloze 5.15.

3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDLA SLOUŽÍCÍ K MINIMALIZACI INDUKOVANÉHO ODPORU



Obrázek 3.15: čínský letoun Y5-B (An-2) s tip sail na koncích křídla

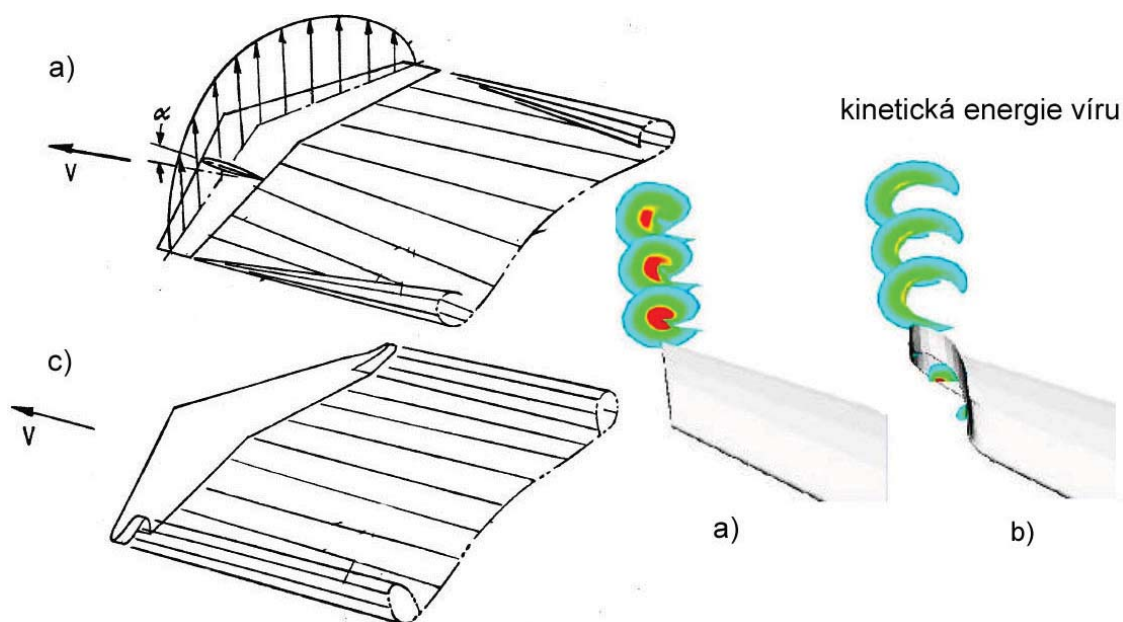
Spiroid tips

Za vývojem spiroid tips stojí firma Aviation Partners, Inc. dále jen API. Dr. L. Gratzer podal žádost o patent v roce 1991. Konec křídla opatřený spiroid tips zahrnuje vztlačovou plochu a uzavřený systém, který napomáhá k zeslabení koncových vírů. Spiroid tips významně prodlouží odtokovou hranu na konci křídla. Nedochází tak ke koncentraci místa vzniku víru v oblasti konce křídla, ale k jeho rovnoměrnějšímu rozložení viz. obr. 3.17. Intenzita srolovávání vírů je tak značně snížena a nedochází k přílišné disipaci energie. S tím souvisí pokles indukovaného odporu. Možná je také varianta, kdy na každém konci křídla je více vnořených spirál viz. obr. 3.16. Dle údajů uvolněné API má snížení indukovaného odporu dosahovat až 10 %. Spiroid tips vyžadují náročné optimalizace při návrhu tak, aby se předcházelo snížení účinnosti v různých režimech letu. Také mohou zapříčinit chvění. Tato velice moderní modifikace s velkým potenciálem byla zatím provozována jen na menších letounech a již probíhá vývoj pro použití na velkých dopravních letounech.



Obrázek 3.16: letoun Falcon 900 s instalovanými Spiroid tips

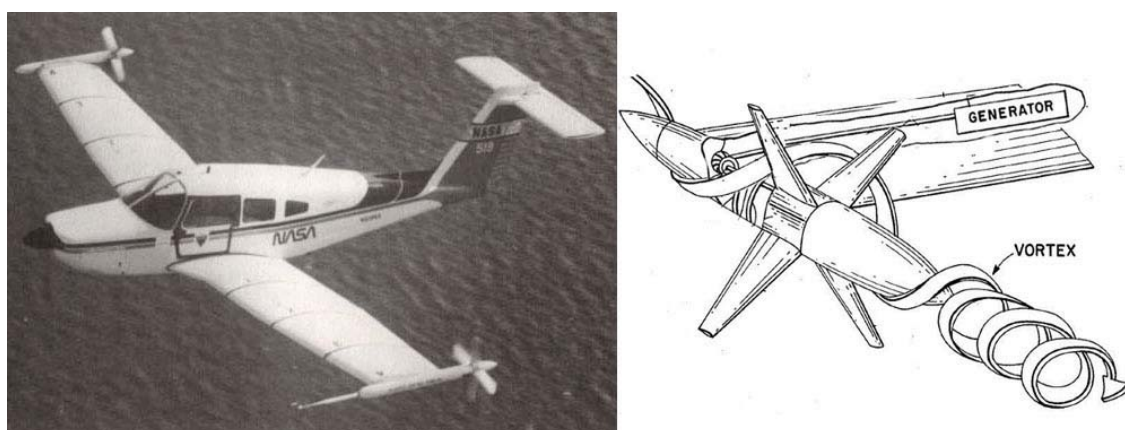
3.4. WINGLETY



Obrázek 3.17: vírová stopa u a) klasického křídla b) spiroid tips [21][10]

Tip turbine

Částečné navrácení mařené energie ve vírech tvořených na konci křídla je principem tzv. tip turbine navržené a patentované Jamesem Pattersonem v roce 1988. Tvarované lopatky napojené na hřídel jsou roztáčeny. Výkon je přenášen na elektrický generátor, který je umístěn v křídle viz. obr. 3.18. Takto získanou elektrickou energii může letoun dále využít. Interakce mezi lopatkami a koncovým vírem má za následek jeho zeslabení. Pokud není zapotřebí výroba elektrické energie, lze rotor zastavit. Pak má tip turbine podobný efekt jako wingtip fence 3.4.1 a pouze snižuje indukovaný odpor. Koncem 80-tých let byly provedeny testy. Závěrem bylo nedoporučení pro použití v komerční sféře pro přílišnou složitost a váhu systému.



Obrázek 3.18: tip turbine

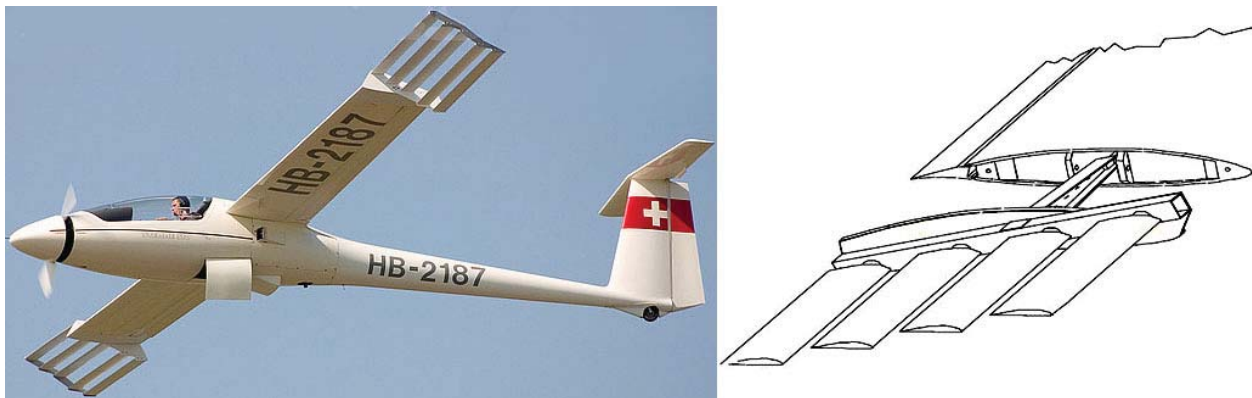
3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDLA SLOUŽÍCÍ K MINIMALIZACI INDUKOVANÉHO ODPORU

Wing grids

Švýcarský inženýr Ulrich La Roche stojí za vznikem modifikace „parallel blades wingtip“ tzv. winggrid. Dr. La Roche v roce 1992 došel při testech ke zjištění, že křídlo opatřené modifikací winggrid potřebuje jen 64 % rozpětí oproti původnímu křídlu pro zachování stejného vztlaku a odporu. Tzn. při zachování stejného rozpětí se systémem winggrid byl vztlak 2,5 krát vyšší, než u křídla bez winggrids.

Wing grid je složen z několika malých křídel, která musí být umístěna od sebe v určité vzdálenosti, mezi sebou rovnoběžná a s určitým úhlem náběhu oproti křídlu. Účinnost je založena na silné interferenci mezi jednotlivými malými křídly. Samostatně nebo při nedodržení předchozích podmínek nezpůsobí nárůst vztlaku. Malá rovnoběžná křídla mají vliv na snížení indukovaného odporu tím, že způsobují vír s větším středem a s menší kinetickou energií. V porovnání s klasickými winglety je indukovaný odpor až o 60 % nižší.

V roce 1997 byl tento způsob otestován na větroni Prometheus. Původně s rozpětím 23 metrů a klouzavostí 35. Po nainstalování winggrids měl větroň rozpětí pouze 12 metrů a klouzavost 25 viz. obr. 3.19. Z letových testů bylo zjištěno, že nedochází při použití winggrids k výrazným změnám v letových vlastnostech. Winggrid pozitivně také ovlivňuje pádové vlastnosti letounu a snižuje projevy přízemního efektu. Zvýší se ale profilový odpor, tření a při špatném konstrukčním návrhu, malá křídla a rám wingletu mezi sebou způsobí velké ztráty tzv. interference drag. Jednou ze zajímavých vlastností winggrids je možnost zmenšit rozpětí letounu o 50 %. Zvláště u velkých dopravních letounů by to mohlo být velmi výhodné.



Obrázek 3.19: wing grid

3.4.3. Winglety se stavitelnou geometrií

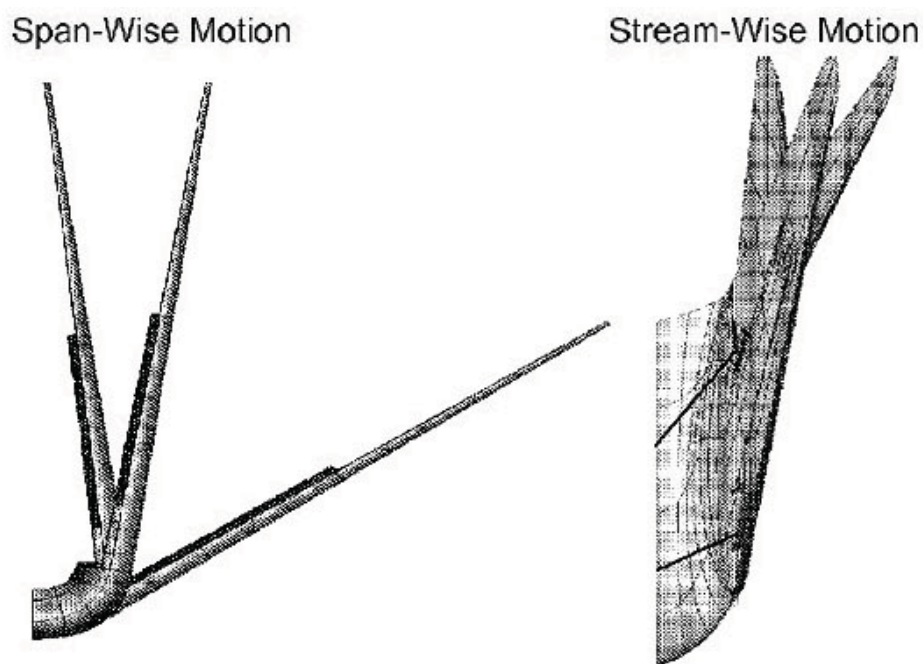
Winglety jsou běžně navrženy k maximální redukci odporu a ke zlepšení poměru vztlaku L a odporu D pro cestovní režim letu. Z tohoto důvodu winglety nedávají optimální výsledky v jiných režimech letu, jako je například stoupání, vzlet nebo přistání. Při použití wingletů tak nelze získat maximální možnou účinnost. Toto lze řešit přístupem kdy se bude jednat o winglety s možnou změnou geometrie během letu. Změnou geometrie a polohy wingletu lze také ovlivnit ohybový moment zatěžující křídlo.

Firma Boeing vyvíjí winglet s měnitelnou geometrií spočívající v použití paměťové slitiny SMA (smart memory alloy).^[24] Geometrie wingletu bude měnitelná pro různé

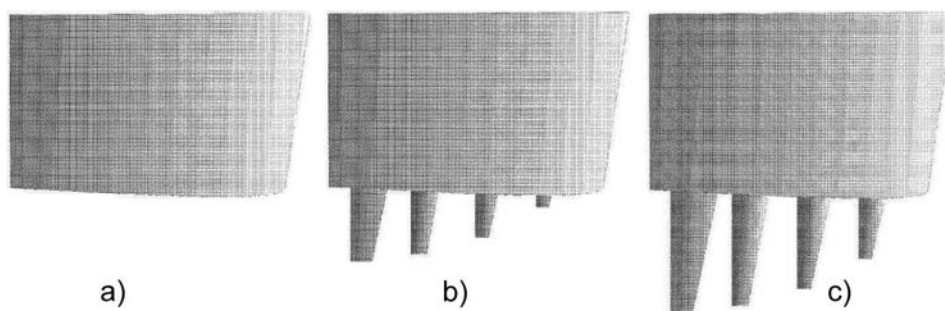
3.4. WINGLETY

letové režimy pomocí přivedeného tepla viz. obr. 3.20. Patent na tento systém byl firmou Boeing podán roku 2007. Pozadu ve vývoji nezůstává ani firma Airbus, kde se pracuje na morphing winglet tzv. Morphlet založený nejspíše také na použití slitiny SMA.[23]

Jedním z dalších možných způsobů může být systém retractable multiple winglet viz. obr. 3.21. Princip funkce je založen na wingtip sails 3.4.2, které ale nejsou účinné při nízkých koeficientech vztlaku kvůli škodlivému odporu. Z tohoto důvodu je možnost jejich vysunutí zmenšit či případně je úplně zasunout a tak tento problém eliminovat.



Obrázek 3.20: možné způsoby změny geometrie wingletu(Boeing)



Obrázek 3.21: pohled shora, winglety a)úplně zataženy pro velmi vysoké rychlosti letu b)částečně vysunuty pro střední rychlosti letu c) úplně vysunuty pro nízké rychlosti letu

3. KONSTRUKČNÍ ÚPRAVY KŘÍDLA SLOUŽÍCÍ K MINIMALIZACI INDUKOVANÉHO ODPORU

Zhodnocení

Použití wingletů pro snížení indukovaného odporu je v poslední době stále rozšířenějším způsobem. Od původního návrhu wingletu typu Whitcomb došlo k mnoha vylepšením. Winglety se tak stávají stále účinnějšími. Prosazuje se moderní modifikace blended, pracuje se na typu spiroid a v brzké budoucnosti se počítá s nasazením wingletů na bázi slitin SMA s měnitelnou geometrií. Od těchto wingletů se očekává vyšší účinnost a výhody plynoucí z možné změny geometrie jako je zvětšení plochy křídla při přistání či složení a zmenšení rozpětí při manipulaci letounu na letištních branách. Jako zajímavá se jeví modifikace winggrid u které je možné dosáhnout až o 50 % menšího rozpětí letounu.

Porovnání konstrukčních úprav křídla sloužících k minimalizaci indukovaného odporu

| typ modifikace | snížení odporu | zatížení křídla | konstrukční složitost | modifikace používána v praxi |
|------------------------------|-----------------|-----------------|-----------------------|---------------------------------|
| štíhlost křídla | * | +++ | + | ano |
| kroucení křídla | až 15 % | + | ++ | ano |
| Twisteron | až 20 % | + | +++ | ne |
| | průměrné 5-10 % | | | |
| drooped wingtip | nižší vliv | + | ++ | ano |
| Hoerner wingtip | nižší vliv | + | + | ano |
| tip tank | nižší vliv | +++ | ++ | ano |
| raked wingtip | průměrné 5,5 % | + | ++ | ano |
| Whitcomb winglet | až 20% | ++ | ++ | ano |
| | průměrné 3.5 % | | | |
| blended winglet | průměrné 7% | ++ | +++ | ano |
| wingtip sail | u tří perutí | + | ++ | ano |
| | 28% | | | |
| spiroid tips | průměrné 10 % | ++ | +++ | ano(**) |
| tip turbine | průměrné 4 % | ++ | +++ | ne(***) |
| winggrid | průměrné 5,5 % | + | +++ | ne(****) |
| SMA winglet (Boeing) | ***** | / | / | ne(vývoj) |
| Morphlet | ***** | / | / | ne(vývoj) |
| retractable multiple winglet | / | / | / | ne |

*zvětšení rozpětí na dvojnásobek má za následek pokles ind. odporu na 1/4

** zatím provozováno na několika menších dopravních letounech Dassault Falcon 900

*** otestováno v NASA na letounu Piper PA28RT

**** otestováno na větroni Prometheus ve Švýcarsku

***** očekáváno větší než 10 %

+ nízký vliv

++ střední vliv

+++ vysoký vliv

4. Závěr

Indukovaný odpor tvoří během letu nezanedbatelnou část celkového odporu. Každé jeho snížení má za následek pokles spotřeby paliva a tím snížení nákladů na provoz.

Na začátku své práce jsem se pokusil o podrobnější úvod do tvorby indukovaného odporu. Popsat vliv přechodu z uvažování o křídle nekonečného rozpětí na úvahu o reálném křídle konečné délky. Pokusil jsem se shrnout vlivy na velikost odporu, které se během letu mohou vyskytovat. Jedná se o změny v rychlosti letu, let v oblasti působení přízemního efektu nebo let ve formaci.

Ve druhé části této práce jsem se zaměřil na vypracování přehledu základních možných konstrukčních úprav sloužících ke snížení indukovaného odporu. Jako účinným způsobem konvenčních modifikací se jeví zvětšení štihlosti křídla. Což má velmi vysoký vliv na indukovaný odpor. Bohužel nevýhody většího ohybového momentu nedovolují dosáhnout optimální štihlosti bez větších pevnostních úprav. Tyto úpravy vedou ke zvýšení hmotnosti konstrukce křídla. Odpovědí řešící tuto velkou nevýhodu je tzv. Raked wing tip. Svým specifickým tvarem nezpůsobuje zvýšené zatížení křídla.

U kroucení křídel byl v poslední době učiněn pokrok tzv. Twisteron systémem, který byl již úspěšně otestován na modelu a prošel patentovým řízením.

V oblasti wingletů se v posledních dvaceti letech začíná projevovat rozvoj v možnostech numerických výpočtů a simulací proudění. Za jejichž průkopníka je považován Dr. Richard. T. Whitcomb, který v 70. letech 20. století položil základy v této oblasti. Na úkor původních wingletů se začíná prosazovat efektivnější splývavý blended winglet a ve vývoji pro nasazení na dopravní letouny tzv. spiroid winglet.

Nasazení wingletů může mít také pozitivní vliv na snížení hladiny hluku o 6.5 %. Dále je uváděno snížení výkonu při stoupání přibližně o 3 %. Tyto 3 % mají za následek delší životnost motorů a úspory na servisní údržbě. Daří se snížit produkci škodlivých spalín o 5 %.^[22] Nevýhodou konvenčních wingletů je jejich efektivita jen v jednom daném režimu letu pro který jsou navrženy. Ve stádiu vývoje se již nachází i další generace, která tento stav zlepší. V blízké budoucnosti se bude jednat o pokročilé winglety s proměnlivou geometrií během letu založené na slitinách SMA. Očekává se tak další zvyšování efektivity u wingletů.

Literatura

- [1] AL-ATABI, M.: AERODYNAMICS OF WING TIP SAILS *Journal of Engineering Science and Technology*, Vol.1, 2006, p.89-98.
- [2] BROŽ, V.: *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1995. ISBN 80-01-02347-8
- [3] GASSEBNER, J.: Winggrid Aerodynamics boost performance [online], [cit 15/04/10]. Dostupné z: <http://www.flug-revue.rotor.com/FRHEFT/FRH9907/FR9907h.htm>
- [4] HOERNER, S.F.: *Fluid-dynamic drag*. USA: Hoerner fluid dynamics, 1965. 455 p. ISBN 999-11-9444-4.
- [5] HOERNER, S.F.: Aerodynamic shape of the wing tips, *US air force technical report 5752*, 25, 1949, p.9-25.
- [6] KLÍMA, R.: Letecká doprava ve světě [online], c2004, [cit 04/02/10]. Dostupné z: http://www.rlp.cz/generate_page.php?page_id=883
- [7] LA ROCHE, U.: A Fanned Winglet Wingtip with parallel blades, *Fluid Dynamics and Design* [online], [cit 15/04/10]. Dostupné z: http://www.kat-net.net/publications/data/39_20040127_fluid_dynamics_and_design_of_wingtips1.pdf
- [8] McLEAN, D.: Wingtip Devices: What They Do and How They Do It [online], c2005, [cit 14/04/10]. Dostupné z: http://www.smartcockpit.com/data/pdfs/flightops/aerodynamics/Wingtip_Devices.pdf
- [9] PHILLIPS, W.: New Twist [online], c2005, [cit 18/03/10]. Dostupné z: <http://www.aiaa.org/aerospace/images/articleimages/pdf/phillipsjanuary05.pdf>
- [10] RENEAUX, J.: Overview on drag reduction technologies for civil transport aircraft [online], c2004, [cit 04/02/10]. Dostupné z: <http://www.onera.fr/daap/reduction-trainee-civil/drag-reduction-technologies-for-civil-transport-aircraft-reneaux.pdf>
- [11] ROGERS, D.F.: Tip tank flight tests [online], c2003, [cit 2/04/10]. Dostupné z: http://www.nar-associates.com/technicalfflying/tiptanks/tiptanks_wide_screen.pdf
- [12] SMITH, H.C.: *The illustrated guide to aerodynamics*. USA: McGraw-Hill, 1992. 327 p. ISBN 0-8306-3902-0.
- [13] WHITCOMB, R.T.: A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets *NASA-TN-D-8260*, 33, 1976.
- [14] ZDOBINSKÝ, Š.: Řešení proudového pole křídla se zaměřením na indukované jevy *TRANSFER č.10*, 79, 2009, p.5-13. Dostupné z: <http://www.vzlu.cz/download.php?file=339>
- [15] Winglet designed with comp. sim. cuts Airliner's fuel consumption [online], c2002, [cit 04/02/10]. Dostupné z: <http://www.fluent.com/solutions/articles/ja133.pdf>
- [16] Letecká doprava - Budoucnost odvětví [online], [cit 04/02/10]. Dostupné z: <http://www.budoucnostprofesi.cz/cs/vyvoj-v-odvetvich/31letecka-doprava-minulost.html>
- [17] Understanding winglets technology [online], [cit 13/04/10]. Dostupné z: http://www.smartcockpit.com/data/pdfs/flightops/aerodynamics/Understanding_Winglets_Technology.pdf
- [18] NASA Dryden Technology Facts - Winglets [online], [cit 14/04/10]. Dostupné z: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/about/Organizations/Technology/Facts/TF-2004-15-DFRC.html>
- [19] Blunt-leading-edge raked wingtips *US patent 6,089,502* [online], [cit 04/04/10]. Dostupné z: <http://www.freepatentsonline.com/6089502.html>
- [20] Fluid stream deflecting members for aircraft bodies *US patent 4,272,043* [online], [cit 15/04/10]. Dostupné z: <http://www.freepatentsonline.com/4172574.html>

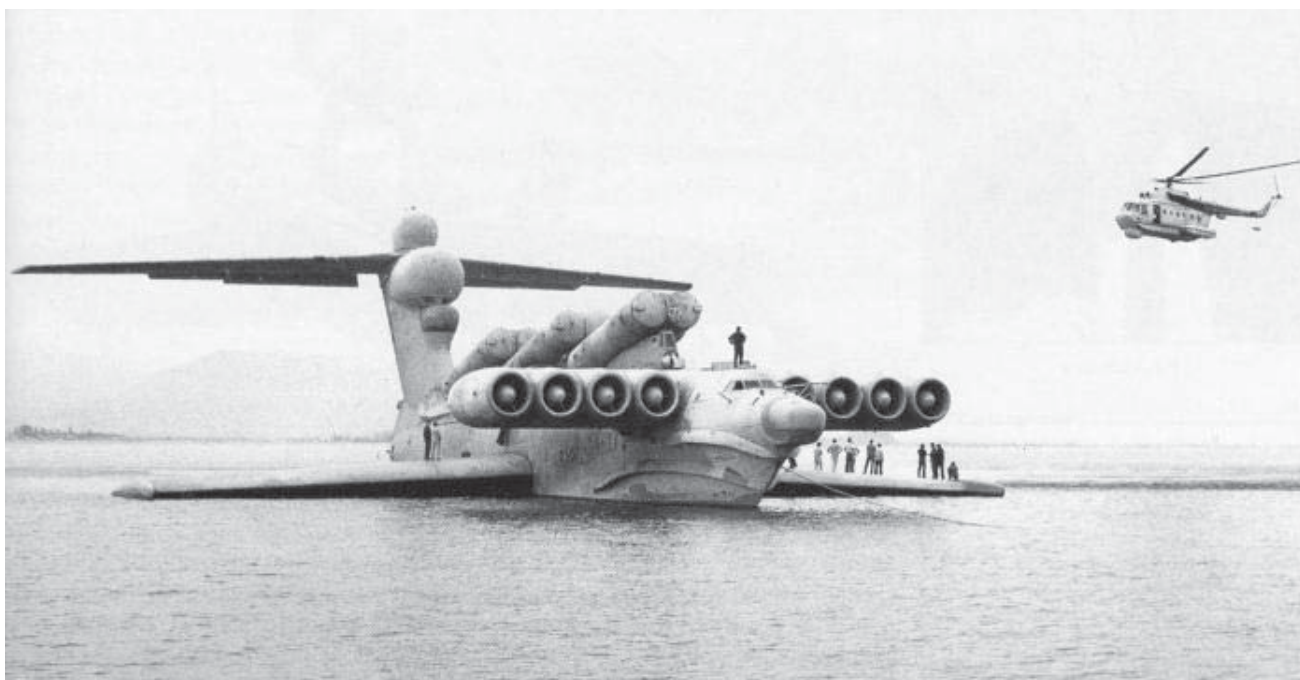
LITERATURA

- [21] Spiroid-tipped wing *US patent 5,102,068* [online], [cit 15/04/10]. Dostupné z: <http://www.freepatentsonline.com/5102068.pdf>
- [22] Advanced Blended Winglets [online], [cit 14/04/10]. Dostupné z: <http://www.b737.org.uk/winglets.htm>
- [23] Morphing Winglets for Aircraft Improvement [online], [cit 15/04/10]. Dostupné z: http://www.aer.bris.ac.uk/contact/academic/friswell/PDF_Files/C240.pdf
- [24] Controllable winglets *US patent 2008/0308683A1* [online], [cit 15/04/10]. Dostupné z: <http://www.freepatentsonline.com/20080308683.pdf>
- [25] Wingtip turbines promise to reduce drag [online], [cit 18/04/10]. Dostupné z: <http://www.allbusiness.com/professional-scientific/scientific-research-development/314114-1.html>
- [26] Wingtip wortex turbine *US patent 4,917,332* [online], [cit 15/04/10]. Dostupné z: <http://www.freepatentsonline.com/4917332.pdf>
- [27] Ekranoplány [online], [cit 12/02/10]. Dostupné z: http://www.valka.cz/clanek_12210.html
- [28] E-magazín Akademie letectví [online], Ročník 2009/3 [cit 12/02/10]. Dostupné z: <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/03/polara.php>
- [29] www opory LÚ VUT [online], [cit 12/02/10]. Dostupné z: <http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/aerodynamics.php>

Seznam použitých zkratk a symbolů

α, α_∞ - úhel náběhu
 α_i - indukovaný úhel náběhu
 α_{ef} - efektivní úhel náběhu
 v_{ef} - skutečná rychlost nabíhajícího proudu na křídlo
 v_∞ - původní rychlost nabíhajícího proudu na křídlo
 C_{Di} - součinitel indukovaného odporu
 D_i - indukovaný odpor
 q - dynamický tlak
 S - plocha
 k - konstanta vlivu půdorysného tvaru křídla
 λ - štíhlost křídla
 C_L - součinitel vztlaku
 L - vztlak
 b - rozpětí křídla
 F_g - tíha
 ρ - hustota
 Λ - úhel šípu
 Γ - úhel vzepětí
 C_{DTc} - součinitel škodlivého odporu konce křídla
 e - Oswaldův koeficient
 M - Machovo číslo

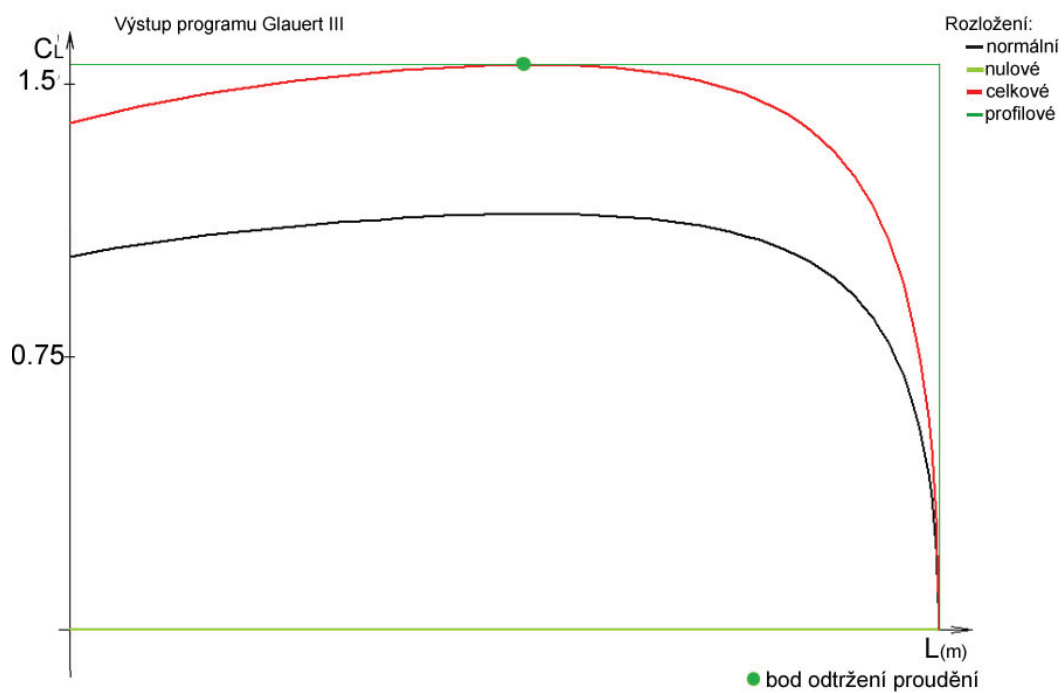
5. Přílohy



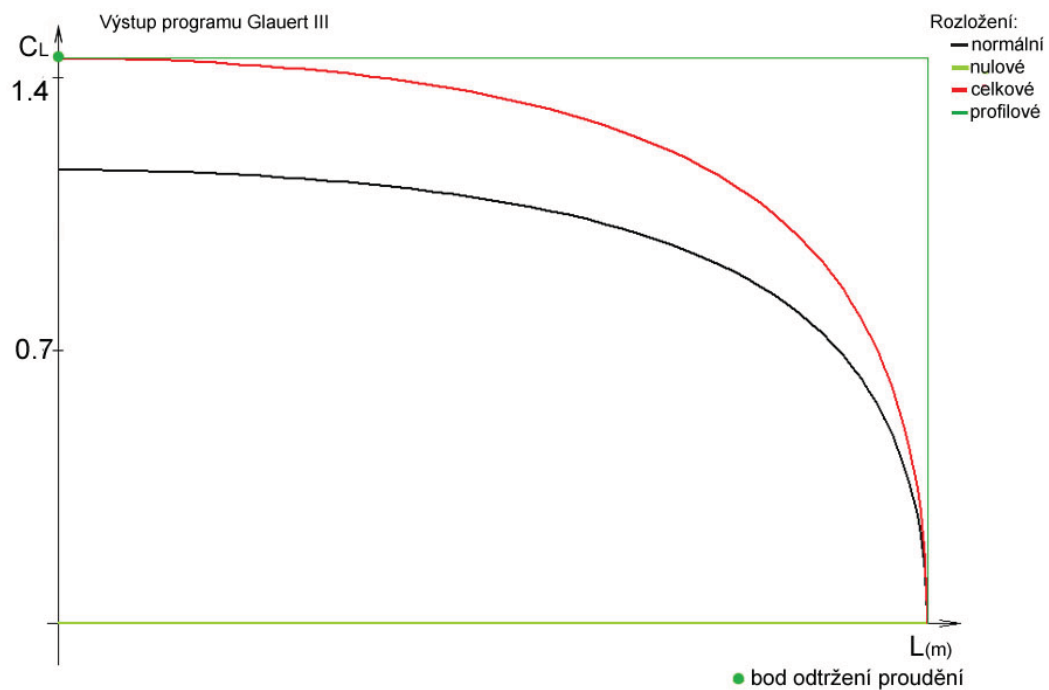
Obrázek 5.1: Ekranoplán Lun vyvíjen v 70. letech v Sovětském svazu využívající přízemního efektu



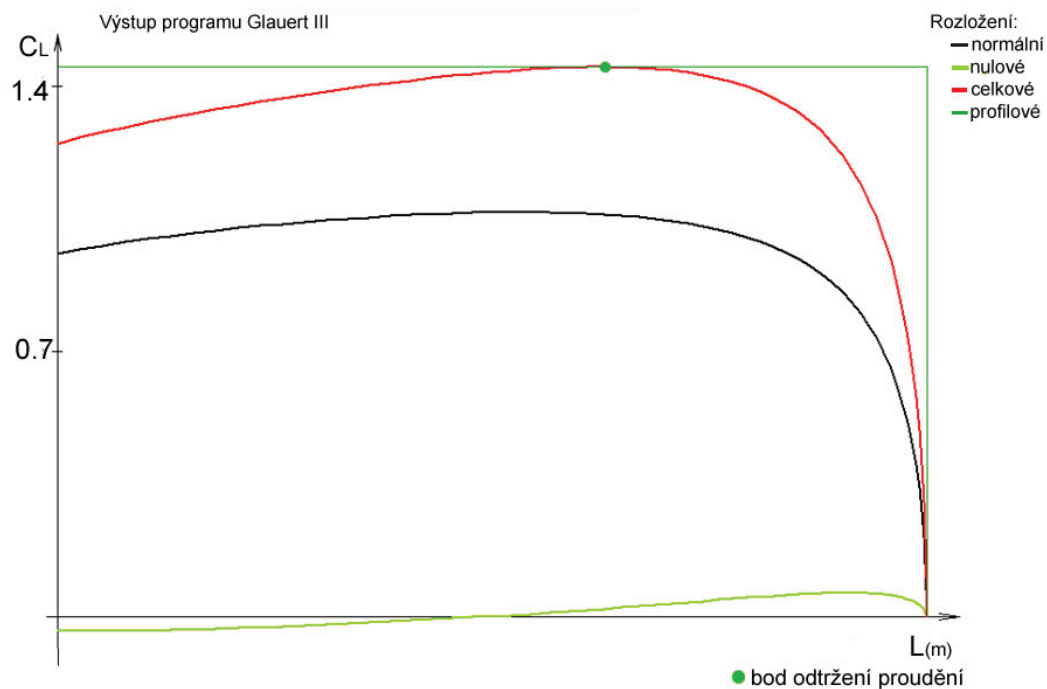
Obrázek 5.2: Ekranoplán Lun v dnešní době



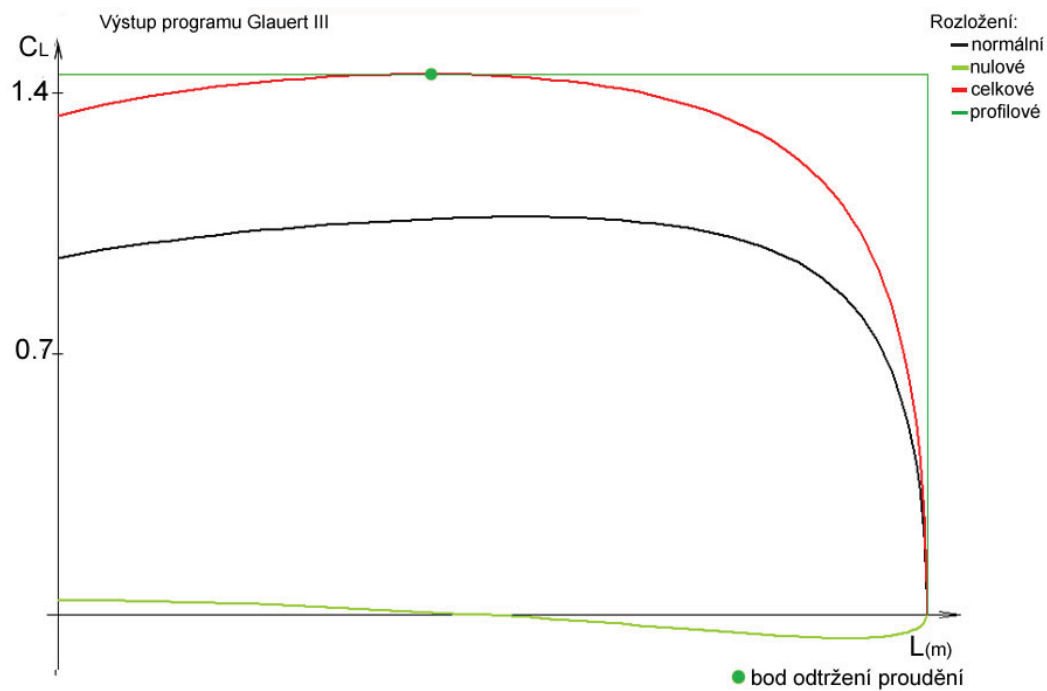
Obrázek 5.3: rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru



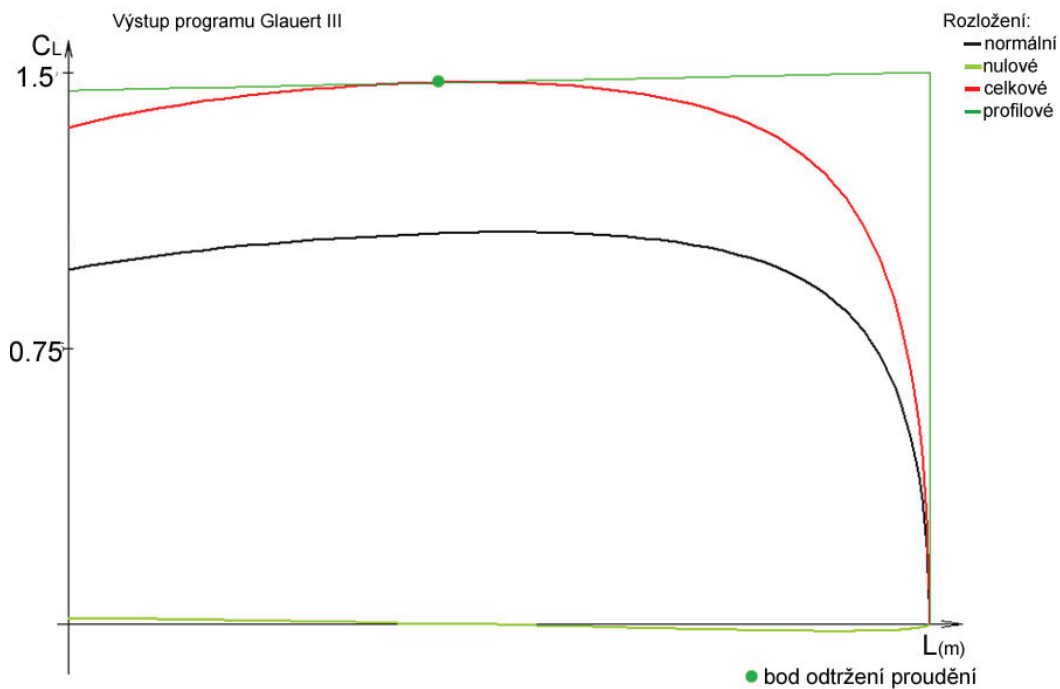
Obrázek 5.4: rozložení součinitele vztlaku po délce křídla přímého tvaru



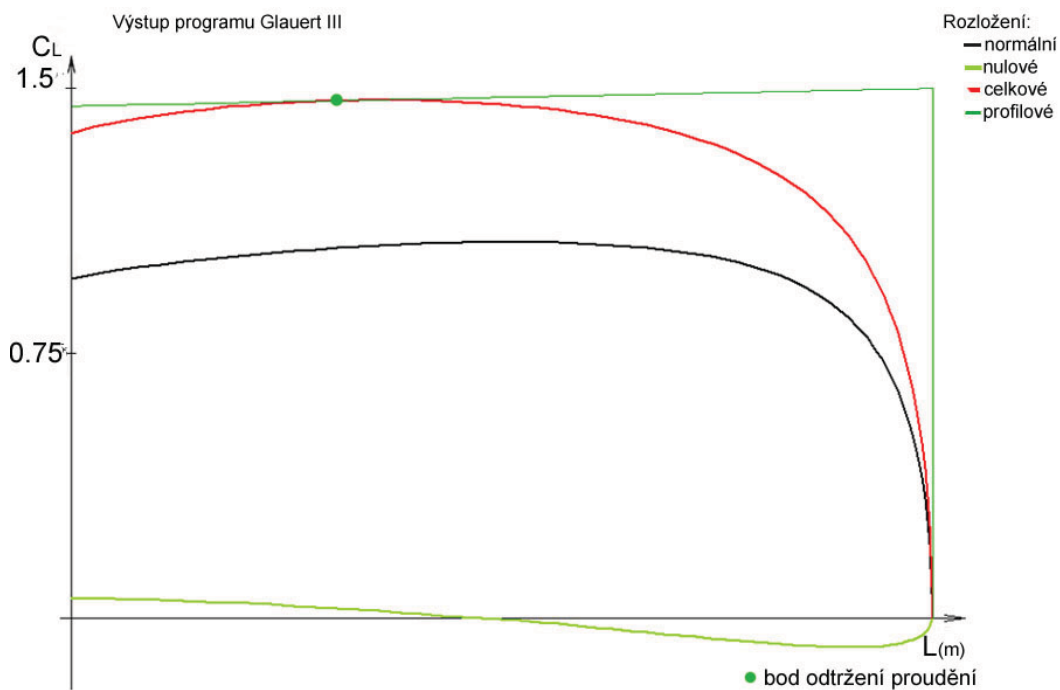
Obrázek 5.5: rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru geometricky krouceného $+3^\circ$



Obrázek 5.6: rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru geometricky krouceného -3°



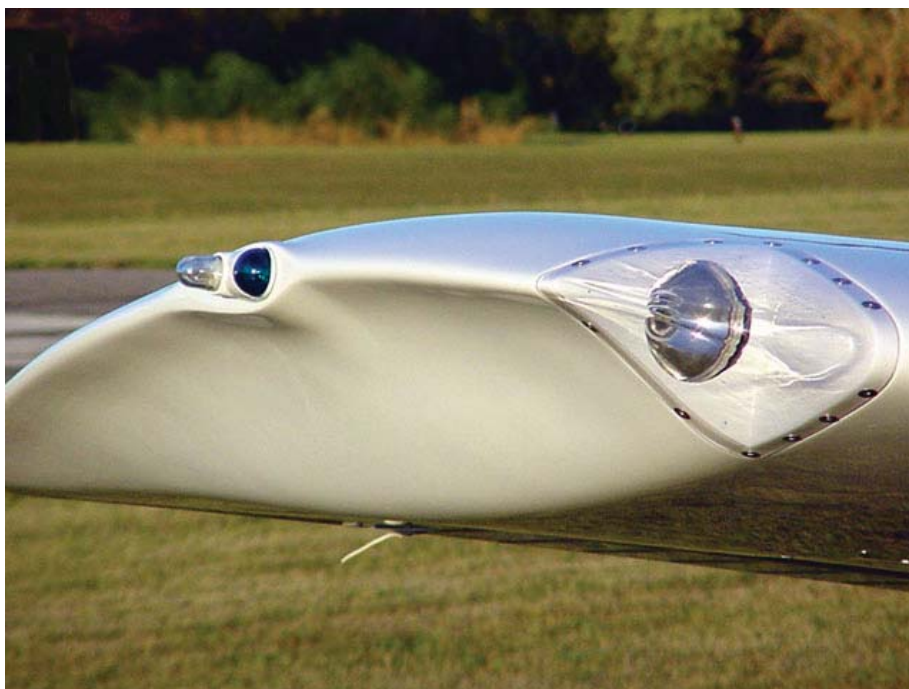
Obrázek 5.7: rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru aerodynamicky krouceného



Obrázek 5.8: rozložení součinitele vztlaku po délce křídla lichoběžníkového tvaru, aerodynamicky i geometricky (-3°) krouceného



Obrázek 5.9: testovací prototyp se systémem twisteron, dálkově řízený, rozpětí 3m, maximální rychlost letu 160 km/h



Obrázek 5.10: Hoerner wingtip na letounu Piper PA-32 od výrobce Knots2you. Udávané parametry: zvýšení cestovní rychlosti o 2-3 mph, zlepšené stoupání o 40-70 ft/min, zvýšená stabilita, snížení pádové rychlosti o 2-3 mph. Cena 1745\$



Obrázek 5.11: Hoerner wingtip na letounu Grumman American AA-1

Rounded



Drooped downward



Drooped upward



Obrázek 5.12: modifikace konce křídla:Rounded, Drooped downward, Drooped Upward [14]



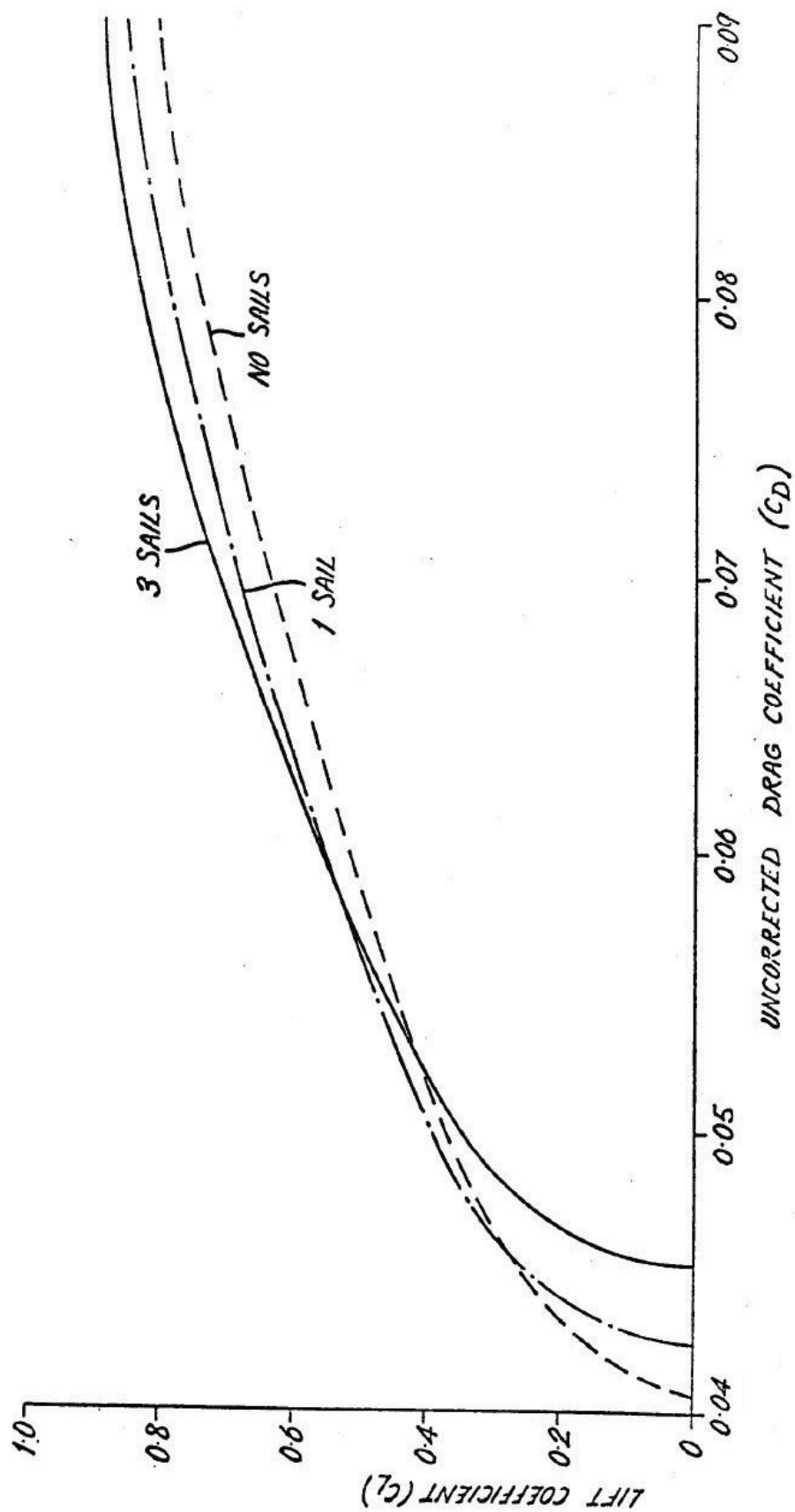
Obrázek 5.13: letoun Cessna 310, kde jsou použity tzv. upswept tip tank (kombinace konce drooped upward a nádrže)



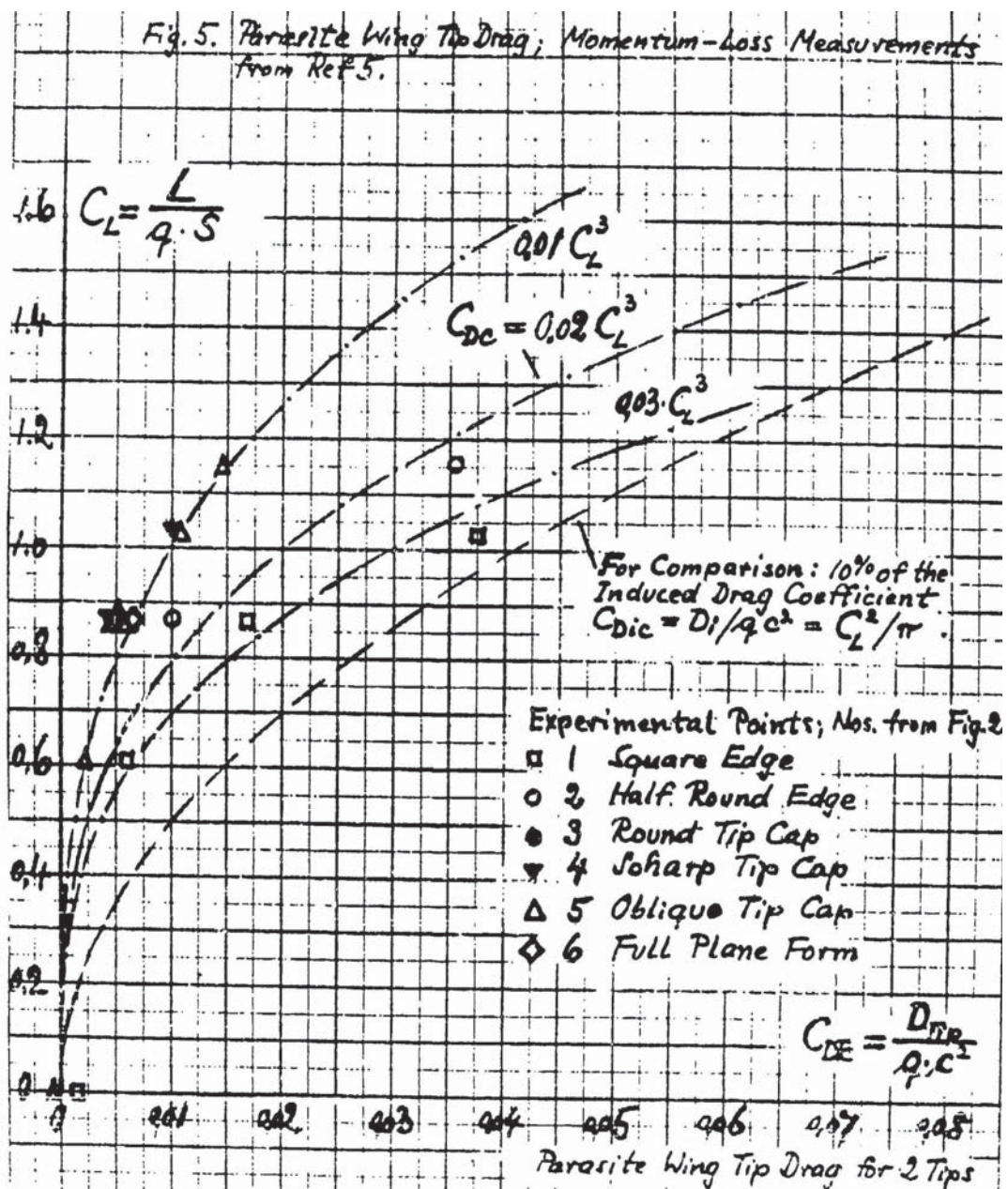
Obrázek 5.14: letoun Boeing P-8A Poseidon s raked wingtips a montáž na křídlo



Obrázek 5.15: detail na konstrukční provedení tip sails u letounu AN-2



Obrázek 5.16: závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu pro různé počty perutí (tip sails)^[20]



Obrázek 5.17: graf závislosti součinitele vztlaku a škodlivého odporu pro různé tvary konců křídel [5]